



TUGAS AKHIR - TM 091585

ANALISA KEGAGALAN *IMPELLER* DARI *BRAKE COOLING FAN ASSEMBLY* DAN *BOLT* DARI *BRAKE ASSEMBLY* PADA PESAWAT KOMERSIL

EVELYN LOEKITO
NRP 2112 100 032

Dosen Pembimbing
Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA

Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2016



FINAL PROJECT - TM 091585

**FAILURE ANALYSIS OF BRAKE COOLING FAN
ASSEMBLY IMPELLER BRAKE ASSEMBLY BOLT ON
COMERCIAL AIRCRAFT**

EVELYN LOEKITO
NRP 2112 100 032

Supervisor
Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA

Mechanical Engineering Department
Faculty of Industrial Engineering
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya
2016

**ANALISA KEGAGALAN IMPELLER DARI BRAKE
COOLING FAN ASEMBLY DAN BOLT DARI BRAKE
ASSEMBLY PADA PESAWAT KOMERSIL**

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Noverber

Oleh :

EVELYN LOEKITO

Nrp. 2112 100 032

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA (Pembimbing)
(NIP . 196308151989032001)
2. Dr. Eng. Sutikno, ST, MT (Penguji I)
(NIP . 197407032000031001)
3. Suwarno, ST., MSc., PhD (Penguji II)
(NIP . 198005202005011003)
4. Indra Sidharta, ST., MSc. (Penguji III)
(NIP . 198006192006041004)

**SURABAYA
JULI, 2016**



ANALISA KEGAGALAN *IMPELLER* DARI *BRAKE COOLING FAN ASSEMBLY* DAN *BOLT* DARI *BRAKE ASSEMBLY* PADA PESAWAT KOMERSIL

Nama Mahasiswa : Evelyn Loekito
NRP : 2112 100 032
Jurusan : Teknik Mesin
Dosen Pembimbing : Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA

Abstrak

Kerusakan bolt dari brake assembly dan impeller dari brake cooling fan assembly pada pesawat ditemukan karena adanya indikasi overheat pada kokpit sehingga perlu dilakukan transit checking sebelum pesawat kembali terbang. Kerusakan ini menunda keberangkatan selanjutnya dari pesawat dan berbahaya bagi keselamatan, sehingga perlu dilakukan failure analysis.

Failure analysis dilakukan pertama-tama dengan melakukan observasi awal akibat adanya indikasi overheat, dilanjutkan dengan studi literatur, dan pengambilan data mengenai komponen dan kerusakannya. Material komponen diuji menggunakan spectrometer thermo ARL dan pola patahannya diamati secara makroskopik menggunakan kamera digital dan stereo microscope.

Dari penelitian pada komponen yang rusak, dihasilkan kesimpulan bahwa semua blade dari impeller mengalami brittle fracture akibat impact dengan shroud grid support. Patahnya blade 1 menyebabkan impeller tidak seimbang sehingga blade lainnya patah. Bolt 1 mengalami low cycle fatigue fracture akibat beban siklik yang lebih kecil dari yield strength material, sedangkan bolt 2 dan 3 mengalami overload brittle fracture akibat beban yang lebih besar dari tensile strength material. Patahnya bolt 1 menyebabkan bolt lainnya mendapat beban yang lebih besar, menyebabkan imbalance, dan mempercepat patahnya bolt 2 dan 3. Kerusakan pada blade 1 dan bolt 1 dapat disebabkan oleh sistem yang tidak seimbang (imbalance), pengurangan massa pada

beberapa komponen yang berhubungan, atau kerusakan pada komponen-komponen di sekitarnya yang akan mempengaruhi pergerakan dan beban komponen yang rusak: impeller dari brake cooling fan assembly dan bolt dari brake assembly.

Kata Kunci: *failure analysis, brake assembly, brake cooling fan assembly, bolt, impeller, fatigue failure, overload brittle failure*

FAILURE ANALYSIS OF BRAKE COOLING FAN ASSEMBLY IMPELLER AND BRAKE ASSEMBLY BOLT ON COMERCIAL AIRCRAFT

Name : Evelyn Loekito
NRP : 2112 100 032
Department : Teknik Mesin
Student Advisor : Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA

Abstract

Failures of brake cooling fan assembly impeller and brake assembly bolt were found in a plane because of the cockpit overheat indication, requiring a transit checking prior to the next departure. The failures were hazardous and delayed the next flights of the mentioned plane so it is necessary to conduct a failure analysis regarding those failures.

The first step of the analysis was an observation of the indicated parts: the brake assembly and the brake cooling fan assembly, followed by a literature research, and further data collections – ages, locations, and functions – of the failing parts. The failing parts materials were tested using Spectrometer Thermo ARL and the fracture surfaces were observed using digital camera and stereo microscope.

The failure analysis found that all the impeller blades suffered brittle fractures because of several impacts with the component behind, shroud grid support. The 1st blade fracture decreased the impeller stability, and later caused the fracture of other blades. Surface fracture profiles indicated low cycle fatigue fracture of the 1st bolt caused by a cyclic load smaller than the material yield strength whereas the 2nd and the 3rd bolt surface fracture profiles indicated overload brittle fracture, having undergo a load greater than the ultimate tensile strength. Imbalance caused by the 1st bolt failure hastened the failure of the two other bolts. Failures of the 1st blade and the 1st bolt could be the result of system imbalance, mass reduction in a/several

surrounding component(s), or other connecting components failures which influenced the relative motions and the loads of the aforementioned failing components: brake cooling fan impeller and brake assembly bolt.

Key word: *failure analysis, brake assembly, brake cooling fan assembly, bolt, impeller, fatigue failure, overload brittle failure*

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur kepada Tuhan atas-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir dengan judul “Analisa Kegagalan *Impeller* dari *Brake Cooling Fan Assembly* dan *Bolt* dari *Brake Assembly* pada Pesawat Komersil”.

Tugas Akhir ini disusun sebagai salah satu persyaratan untuk memperoleh gelar sarjana pada Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri-ITS. Dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini penulis banyak mendapat bantuan dan bimbingan dari berbagai pihak. Pada kesempatan ini penulis menyampaikan ucapan terima kasih kepada :

1. Papa dan Mama yang telah memberikan semangat dan doa untuk menyelesaikan Tugas Akhir ini.
2. Bapak Ir. Bambang Pramujati, M.Sc.Eng., Ph.D. selaku ketua jurusan Teknik Mesin FTI ITS.
3. Bapak Ir. Bobby Oedy Pramudyo, M.Sc., Ph.D. selaku dosen wali penulis yang senantiasa memberikan semangat dan nasehat selama kuliah.
4. Ibu Dr. Ir. Kis Agustin, DEA, selaku dosen Pembimbing yang selalu mengarahkan, memberikan bimbingan, inspirasi, semangat, doa, dorongan moral, serta spiritual hingga Tugas Akhir ini dapat terselesaikan. Banyak hal yang saya dapatkan dari Ibu.
5. Bapak Dr. Sutikno, ST., MT., Bapak Suwarno, ST., M.Sc., Ph.D., dan Bapak Indra Sidharta, ST., M.Sc. selaku dosen penguji yang telah memberikan saran dan masukan kepada penulis sehingga Tugas Akhir ini dapat terselesaikan dengan sempurna.
6. Bapak Arif Sugianto dan Fachmi Yuni Arista selaku pembimbing dari GMF Aeroasia yang telah memberikan banyak informasi untuk pengambilan data awal Tugas Akhir ini.

7. Seluruh dosen pengajar Jurusan Teknik Mesin yang telah banyak memberikan ilmu selama penulis menempuh kuliah.
 8. Seluruh karyawan Laboratorium Metalurgi, yang telah memberikan bantuan pengujian spesimen.
 9. Rekan–rekanku di Jurusan Teknik Mesin terutama bidang studi metalurgi, atas bantuannya dalam penyelesaian tugas akhir ini.
 10. Semua teman-teman Mesin seperjuangan angkatan 2012 [M55] atas persaudaraan yang berkesan.
 11. Dan semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu persatu.
- Harapan penulis semoga Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi para pembaca. Penulis menyadari bahwa tugas akhir ini masih jauh dari kesempurnaan. Oleh karena itu, diharapkan saran dan kritik untuk tahapan pengembangan selanjutnya.

Surabaya, 31 Juli 2016

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN.....	iii
ABSTRAK.....	iv
KATA PENGANTAR.....	viii
DAFTAR ISI.....	x
DAFTAR GAMBAR.....	xii
DAFTAR TABEL.....	xvi
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	3
1.3 Tujuan Penelitian.....	3
1.4 Batasan Penelitian.....	3
1.5 Manfaat Penelitian.....	3
BAB II DASAR TEORI DAN TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1 Dasar Teori.....	5
2.1.1 Sistem Pengereman Pesawat.....	5
2.1.2 <i>Brake Assembly</i>	7
2.1.3 <i>Brake Cooling Fan Assembly</i>	10
2.1.4 <i>Bolt</i>	12
2.1.5 <i>Superalloy</i>	15
2.1.6 Aluminium.....	16
2.1.7 <i>Fatigue Fracture</i>	17
2.1.8 <i>Fracture Surface</i>	20
2.2 Tinjauan Pustaka.....	25
BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....	29
3.1 Diagram Alir Penelitian.....	29
3.2 Peralatan.....	30
3.3 <i>Sample Material Bolt dan Impeller</i>	30
3.4 Langkah-langkah Penelitian.....	31
3.4.1 Observasi Lapangan.....	31

3.4.2	Studi Literatur.....	32
3.4.3	Pengambilan Data.....	32
3.4.4	Pengamatan Makroskopik.....	33
3.4.5	Pengujian Komposisi Kimia.....	34
BAB IV ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN.....		37
4.1	Informasi <i>Brake Cooling Fan Assembly</i>	37
4.1.1	Komponen Penyusun, Spesifikasi, dan Kodifikasi...37	
4.1.2	Riwayat <i>Brake Fan</i>	38
4.1.3	Dimensi <i>Brake Cooling Fan Assembly</i>	38
4.1.4	Material Penyusun dan Sifat Mekanik <i>Impeller</i>	41
4.2	Informasi <i>Brake Assembly</i>	42
4.2.1	Komponen Penyusun, Spesifikasi, dan Kodifikasi..42	
4.2.2	Dimensi <i>Brake Assembly</i>	42
4.2.3	Riwayat <i>Brake Assembly</i>	44
4.2.4	Material Penyusun dan Sifat Mekanik <i>Bolt</i> Pengikat <i>Retaining Plate</i>	44
4.3	Pengamatan Makroskopik.....	46
4.3.1	<i>Brake Cooling Fan Assembly</i>	46
4.3.1.1	Permukaan Patahan <i>Impeller</i>	48
4.3.1.2	Tinjauan Gaya-gaya yang Bekerja pada <i>Impeller</i>	53
4.3.2	<i>Bolt</i> Pengikat <i>Retaining Plate</i>	55
4.3.2.1	Bentuk <i>Bolt</i>	55
4.3.2.2	Permukaan Patahan <i>Bolt</i>	56
4.3.2.3	Tinjauan Gaya-gaya yang Bekerja pada <i>Bolt</i>	61
4.4	Ringkasan Analisa.....	66
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN.....		67
5.1	Kesimpulan.....	67
5.2	Saran.....	68

DAFTAR PUSTAKA
LAMPIRAN
BIODATA PENULIS

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1 (a) <i>Landing gear</i> , (b) potongan melintang <i>wheel assembly</i> , (c) potongan melintang <i>brake assembly</i> dengan lokasi <i>bolt</i> yang patah, (d, e) tampak atas dan samping <i>brake fan</i> yang patah, (f) <i>brake assembly</i> dengan lokasi <i>bolt</i> yang patah dan arah putaran rotor <i>brake</i>	2
Gambar 2.1 (a) <i>Brake cooling fan assembly</i> , (b) <i>Wheel dan brake assembly</i>	5
Gambar 2.2 Susunan <i>brake Messier-Bugatti part number C20225508 A</i> pada pesawat	7
Gambar 2.3 Proses kerja <i>carbon brake</i> , ditunjukkan oleh sebagian komponen-komponen dari <i>brake assembly</i> , (a) Pergerakan piston dan sebagian dari <i>heat pack</i> saat <i>brake</i> bekerja, (b) Pergerakan piston dan sebagian dari <i>heat pack</i> saat <i>brake</i> dilepas.....	8
Gambar 2.4 Distribusi gaya pengereman saat <i>landing pesawat</i>	9
Gambar 2.5 Laju keausan <i>brake</i> fungsi temperatur menurut Messie-Bugatti, Honeywell-ALS, dan BF Goodrich.....	10
Gambar 2.6 Susunan <i>brake cooling fan assembly</i> , motor terletak di dalam poros <i>wheel</i>	10
Gambar 2.7 Sudut pada (a) ulir ISO/UN, (b) <i>Whitworth</i> , (c) <i>trapezoidal</i> , (d) <i>knuckle</i> , dan (e) <i>buttress</i>	13
Gambar 2.8 Terminologi Ulir.....	13
Gambar 2.9 <i>Bolt</i> dengan Gaya <i>Axial</i>	14
Gambar 2.10 <i>Bolt</i> dengan Gaya <i>Shear</i>	15
Gambar 2.11 Grafik beban siklik dengan amplitudo konstan ($R = -1$).....	17
Gambar 2.12 Tiga tahap pada <i>fatigue fracture</i> . Tahap 1 terdiri dari tiga fasa: <i>cyclic slip</i> , <i>crack nucleation</i> dan <i>growth of microcrack</i> , tahap 2 terdiri dari satu fasa: <i>growth of macrocrack</i> , dan tahap 3 terdiri dari satu fasa: <i>final failure</i>	18

Gambar 2.13 Model pengintian retak oleh Wood. <i>Crack initiation</i> diawali dengan adanya slip dengan arah yang bersudut 45° terhadap sumbu utama tegangan yang menghasilkan <i>extrusion</i> and <i>intrusion</i>	18
Gambar 2.14 Tahap perambatan retak makro dengan arah rambatan tegak lurus terhadap arah tegangan.....	19
Gambar 2.15 (a) Striasi dari SEM, (b) <i>beachmark</i> yang ditunjukkan oleh anak panah merah.....	21
Gambar 2.16 Foto patahan <i>bolt</i> dengan <i>stereo microscope</i> yang menunjukkan <i>ratchet marks</i> pada arah jam sembilan dan <i>final rupture</i> pada arah pukul lima.....	26
Gambar 2.17 (a) Tampak depan hasil pemeriksaan visual sudu turbin. Garis putus-putus merah menunjukkan dimensi sudu turbin yang hilang. Nomor 1-5 merupakan sudu yang rusak dengan lokasi berurutan. Nomor 6 merupakan sudu yang rusak dan diambil secara acak pada rotor disk (b) Lokasi sudu nomor 1-5 pada <i>rotor disk</i>	27
Gambar 3.1 Diagram alir penelitian.....	30
Gambar 3.2 (a) <i>Bolt</i> yang utuh, (b,c,d) Tiga <i>bolt</i> yang patah, urutan gambar tidak sesuai urutan saat operasi, <i>bolt</i> d sudah dipotong-potong.....	31
Gambar 3.3 (a) Tampak atas <i>impeller</i> dari <i>brake cooling fan assembly</i> dengan seluruh <i>blade</i> patah, (b) Salah satu penampang patahan <i>blade</i>	31
Gambar 3.4 Lokasi <i>bolt</i> yang patah pada <i>brake</i> , penomoran tidak menunjukkan urutan patah.....	32
Gambar 3.5 (a) Kamera Digital, (b) Peralatan <i>stereo microscope</i>	34
Gambar 3.6 <i>Spectrometer Thermo ARL</i>	35
Gambar 4.1 Posisi <i>brake cooling fan assembly</i> dengan komponen-komponen penyusun utamanya.....	38
Gambar 4.2 Dimensi <i>impeller</i> pada <i>brake cooling fan assembly</i>	39

Gambar 4.3 Dimensi <i>debris guard</i> pada <i>brake cooling fan assembly</i>	40
Gambar 4.4 Tampak depan dan samping <i>shroud grid support</i> dan <i>impeller</i> dan <i>clearance</i> antara <i>shroud grid support</i> dan <i>impeller</i>	41
Gambar 4.5 (a) Susunan <i>heat pack</i> tanpa <i>shim</i> , (b) Susunan <i>heat pack</i> dengan penambahan <i>shim</i>	43
Gambar 4.6 Panjang maksimum <i>indicator pin</i>	43
Gambar 4.7 Bolt pengikat <i>retaining plate</i>	44
Gambar 4.8 (a) Tampak sisi luar <i>impeller</i> yang masih utuh dan komponen-komponen di sekitarnya berupa <i>shroud grid support</i> dan <i>wheel</i> ; (b) Gambar sisi luar <i>impeller</i> yang masih utuh dan komponen-komponen di sekitarnya berupa <i>shroud grid support</i> dan <i>wheel</i> ; (b) Sisi <i>wheel</i> dari <i>impeller</i> yang rusak, garis putus-putus bentuk <i>blade</i> dari <i>impeller</i> yang patah, anak panah putih penunjukkan arah putaran. Penomoran <i>blade</i> tidak menunjukkan urutan patah, <i>blade</i> N/A sudah dipotong sebelum dilakukan pengamatan; (c) Tampak depan (sisi <i>wheel</i>), atas, dan belakang (sisi luar) dari sisa patahan <i>blade</i> . Anak panah menunjukkan arah putaran <i>impeller</i>	47
Gambar 4.9 Profil permukaan patahan <i>blade</i> 1-4 yang kasar, berbutir-butir, dan terang. Permukaan patahan <i>blade</i> dipandang dari arah atas.....	48
Gambar 4.10 Profil permukaan patahan <i>blade</i> 1-4: <i>chevron marks</i> (anak panah hitam) dari ujung kanan <i>blade</i> menuju ujung kiri. Pada ujung kanan (kotak kuning) terdapat goresan (anak panah kuning) dengan arah sesuai arah putaran <i>impeller</i> (anak panah hijau) dan pada ujung kiri dan sekeliling tepi terdapat <i>shear lips</i> (kotak biru). Permukaan patahan <i>blade</i> dipandang dari arah atas.....	49
Gambar 4.11 Daerah sekeliling sisa patahan <i>blade</i> menunjukkan adanya goresan (kotak hijau). Permukaan patahan <i>blade</i> dipandang dari arah atas.....	51

Gambar 4.12 <i>Crack-crack</i> kecil pada <i>blade</i> (kotak putih) dan perbedaan ketinggian sisa patahan <i>blade</i> . Permukaan patahan <i>blade</i> dipandang dari arah kanan (sisi <i>wheel</i>).....	52
Gambar 4.13 Analisa gaya sentripetal yang bekerja pada masing-masing <i>blade</i> . <i>Impeller</i> berputar secara <i>counter clockwise</i> dengan kecepatan sudut ω	53
Gambar 4.14 Resultan gaya F_{cp} akibat salah satu <i>blade</i> patah.....	54
Gambar 4.15 Hasil pengamatan makroskopik pada bentuk tiga <i>bolt</i> yang rusak menunjukkan ketiga <i>bolt</i> sudah terdeformasi dan tergerus (lingkaran putih).....	55
Gambar 4.16 Posisi <i>bolt</i> yang patah pada <i>retaining plate</i> . Penomoran tidak menunjukkan urutan patah <i>bolt</i>	56
Gambar 4.17 Pemukaan patahan <i>bolt</i> 1 dengan profil patahan yang menunjukkan <i>bolt</i> 1 yang mengalami <i>fatigue fracture</i>	57
Gambar 4.18 (a) Pemukaan patahan <i>bolt</i> 2 dengan profil patahan yang menunjukkan <i>bolt</i> 2 mengalami <i>overload brittle fracture</i> , (b) Ulir pada <i>bolt</i> 2 mengalami gerusan	59
Gambar 4.19 (a) Pemukaan patahan <i>bolt</i> 3 dengan profil patahan yang menunjukkan <i>bolt</i> 3 mengalami <i>overload brittle fracture</i> , (b) Ulir pada <i>bolt</i> 2 mengalami gerusan	60
Gambar 4.20 (a) (a) Gambar potongan dan tampak belakang <i>brake assembly</i> , tampak belakang menunjukkan $\frac{1}{2}$ bagian dari <i>retaining plate</i> dan susunan <i>bolt</i> ; (b) Gaya-gaya yang bekerja pada <i>brake assembly</i> : gaya axial F_i pada <i>bolt</i> , gaya tekan F_p dan gaya normal F_n antara rotor dan stator dengan jarak a terhadap sumbu <i>bolt</i> , dan gaya gesek F_f antara rotor (berputar) dan stator (diam).....	62
Gambar 4.21 <i>Free body diagram</i> gaya-gaya yang bekerja pada <i>bolt</i>	63
Gambar 4.25 (a) Susunan <i>bolt</i> pengikat <i>retaining plate</i> yang lengkap dan seimbang, (b) Susunan yang salah satu <i>bolt</i> -nya sudah patah sehingga mengalami <i>imbalance</i>	65

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Temperatur ijin <i>carbon brake</i> pesawat yang tertera pada kokpit saat <i>taxi out, take off, landing, dan taxi in</i>	11
Tabel 2.2 Perbandingan <i>tensile strength</i> dan komposisi kimia beberapa jenis <i>superalloy</i>	16
Tabel 2.3 Jenis profil permukaan patahan yang teridentifikasi dengan <i>fractography</i> pada skala makro.....	21
Tabel 3.1 Rancangan Eksperimen Pengambilan Data	33
Tabel 3.2 Rancangan Eksperimen Pengamatan Makroskopik.....	34
Tabel 3.3 Rancangan Eksperimen Uji Komposisi Kimia.....	35
Tabel 4.1 Hasil uji komposisi kimia secara <i>spectrometer</i> dan komposisi kimia standar material Aluminium 324 (<i>Aluminium Association</i>) ASMHandbook	41
Tabel 4.2 Sifat mekanik Aluminium 324 penyusun <i>impeller</i>	42
Tabel 4.3 Riwayat <i>wheel</i> dan <i>brake assembly</i> pesawat	44
Tabel 4.4 Hasil uji komposisi kimia secara <i>spectrometer</i> dan komposisi kimia standar material Inconel 718 ASM Handbook.....	45
Tabel 4.5 Sifat mekanik <i>Nickel Alloy</i> Inconel 718 penyusun 10 <i>bolt</i> pengikat <i>retaining plate</i>	46

BAB I

PENDAHULUAN

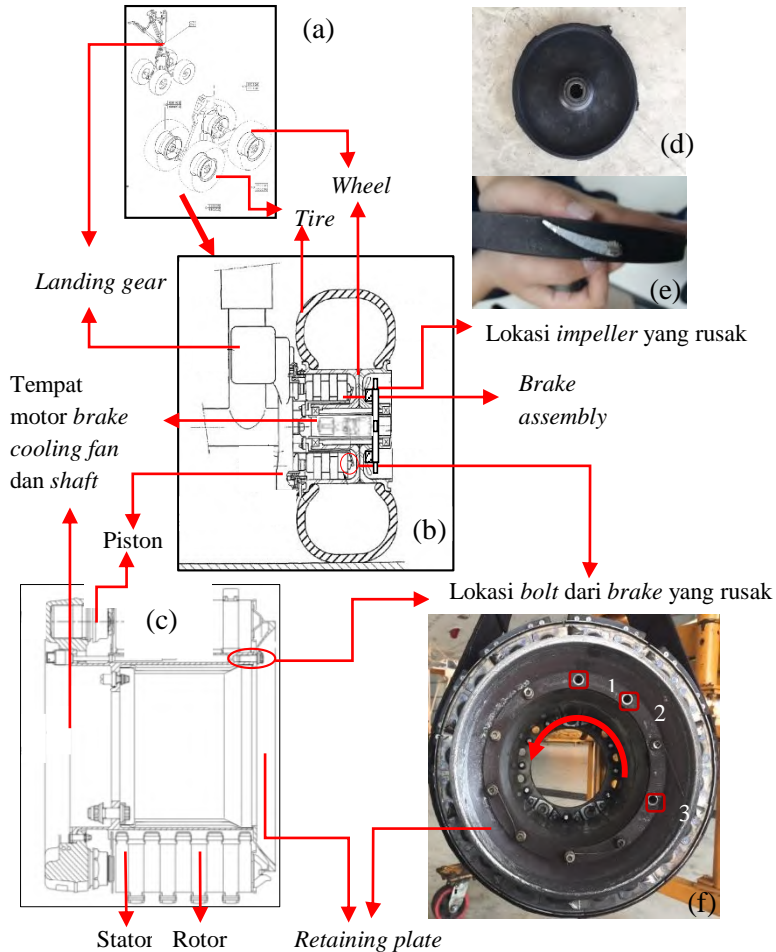
1.1 Latar Belakang

Suatu elemen mesin dirancang untuk mampu bertahan dalam jangka waktu tertentu sesuai dengan standar prosedur penggunaan dan perawatannya. Hal ini bertujuan untuk memperkecil kemungkinan kerusakan mendadak komponen saat beroperasi. Contoh konstruksi yang perlu dirancang dengan teliti adalah *landing gear* beserta komponen-komponen penyusunnya pada pesawat terbang. *Landing gear* adalah bagian utama untuk menopang pesawat saat melakukan *take off* dan *landing*. Sejak tahun 2005 hingga 2014, 13% kecelakaan pesawat terbang terjadi pada saat *take off* dan 48% lainnya terjadi saat *landing* ^[1], menjadikan *take off* dan *landing* saat paling krusial dalam penerbangan. Kegagalan komponen-komponen penyusun *landing gear*, antara lain *wheel*, *tire*, dan *brake assembly* menjadi penyebab utama kecelakaan-kecelakaan yang terjadi.

Kerusakan pada pesawat diindikasikan oleh layar indikator kokpit yang menyatakan bahwa temperatur *brake* nomor dua lebih tinggi dari yang seharusnya, dan selanjutnya ditemukan oleh pekerja pada bagian perawatan saat pesawat melakukan *transit check* di Bandara Soekarno-Hatta setelah terbang dari Padang. Dari proses pengecekan, ditemukan *brake cooling fan assembly* pada *brake assembly* nomor dua tidak bekerja dengan sempurna karena kelima *blade* dari *impeller* patah. Selain itu ditemukan kerusakan pada *brake assembly* berupa 3 *bolt* yang patah. Lokasi *bolt* dan *impeller* yang patah dapat dilihat dari gambar 1.1.

Rusaknya *brake cooling fan assembly* dan *brake assembly* berakibat pada penundaan keberangkatan pesawat yang bersangkutan dan menimbulkan kerugian bagi maskapai dan penumpang. Apabila tidak ditangani dengan segera, kerusakan pada komponen-komponen ini juga dapat membahayakan keselamatan penumpang. Oleh karena itu, perlu dilakukan *failure*

analysis pada *impeller* dan *bolt* yang patah untuk menghindari terjadinya masalah serupa di waktu yang akan datang.



Gambar 1.1 (a) *Landing gear*^[2], (b) potongan melintang *wheel assembly*^[3], (c) potongan melintang brake assembly dengan lokasi *bolt* yang patah^[4], (d, e) tampak atas dan samping *impeller* yang patah, (f) *brake assembly* dengan lokasi *bolt* yang patah dan arah putaran rotor *brake*

1.2 Rumusan Masalah

Pada analisa kegagalan ini yang menjadi permasalahan pokok yaitu:

1. Apa penyebab dan mekanisme kegagalan yang terjadi pada *impeller* dari *brake cooling fan assembly* dan *bolt* dari *brake assembly*.
2. Bagaimana solusi permasalahan agar kegagalan yang serupa dapat dihindari.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari studi analisa kegagalan ini yaitu:

1. Mengetahui penyebab dan mekanisme kegagalan yang terjadi pada *impeller* dari *brake cooling fan assembly* dan *bolt* dari *brake assembly*.
2. Menentukan solusi permasalahan agar kegagalan yang serupa dapat dihindari.

1.4 Batasan Penelitian

Agar masalah dapat diselesaikan dengan baik, diperlukan batasan-batasan dan asumsi penelitian yaitu:

- a. Desain dan material *bolt* dan *impeller* sudah sesuai dengan sistem kerja yang diperlukan.
- b. Komponen yang dapat diobservasi hanya berupa *impeller* dan *bolt* yang rusak.

1.5 Manfaat Penelitian

Hasil dari penelitian ini diharapkan dapat memberikan sumbangsih bagi dunia ilmu pengetahuan, yaitu:

- a. Bagi dunia industri perawatan pesawat terbang, dengan adanya analisa kegagalan ini, diharapkan dapat dijadikan acuan atau pertimbangan dalam pencegahan dan perawatan untuk menghindari kerusakan yang serupa.

- b. Bagi kalangan akademis khususnya mahasiswa, dengan adanya studi analisa kegagalan ini diharapkan mampu mengaplikasikan dan memahami ilmu yang telah didapat untuk memecahkan masalah kegagalan pada komponen tersebut.

BAB II

DASAR TEORI DAN TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Dasar Teori

2.1.1 Sistem Pengereman Pesawat

Sistem pengereman pada pesawat terbang dirancang berbeda dengan sistem pengereman pada kendaraan bermotor lainnya karena adanya perbedaan mendasar. Perbedaan utamanya adalah pesawat terbang memiliki beban pengereman jauh lebih besar dari kendaraan bermotor lainnya sehingga membutuhkan komponen-komponen pengereman yang lebih rumit. Pada umumnya, sistem pengereman dari pesawat terdiri dari tiga bagian utama berupa *wheel assembly*, *brake assembly*, dan *brake cooling fan assembly* yang ditunjukkan pada gambar 2.1.



Gambar 2.1 (a) *Brake cooling fan assembly*, (b) *Wheel dan brake assembly* ^[5]

Wheel assembly adalah seperangkat komponen penghubung antara *landing gear* dengan *tire*. *Wheel assembly* terletak pada poros *landing gear*, masing masing *landing gear* terdiri dari dua atau empat *wheel*. *Brake assembly* dan *brake cooling fan assembly* terletak pada *wheel assembly*.

Brake assembly adalah seperangkat komponen yang berfungsi untuk mengurangi kecepatan pesawat atau menghentikan pergerakan pesawat. *Brake assembly* terletak di dalam *wheel*

assembly pada *main landing gear*, dan dengan bagian yang bergesekan umumnya terbuat dari bahan karbon.

Brake cooling fan assembly adalah komponen yang berfungsi untuk menyedot udara panas keluar dari *brake assembly* sehingga termperatur *brake assembly* tetap pada nilai yang diijinkan. *Brake cooling fan assembly* dipasang pada *wheel assembly*.

Sistem pengereman pesawat bekerja saat pesawat melakukan *taxi out*, *take off*, *landing*, dan *taxi in*. Pesawat disebut melakukan *taxi out* saat mulai berjalan meninggalkan *apron* menuju *taxiway* hingga mencapai *runway* untuk *take off* dan disebut melakukan *taxi in* pada *taxiway* setelah pesawat *landing* hingga tiba di *apron*. Fungsi utama sistem pengereman adalah untuk mengurangi kecepatan saat awal *landing* yang sebesar 150 knot menjadi 15 knot dalam jarak minimal *runway* 5500 ft. Pada saat *taxi in* dan *taxi out*, sistem pengereman menjaga kecepatan pesawat agar tidak melebihi 25 knot pada *runway* lurus, 15 knot pada belokan, dan 10 knot saat mendekati *gate* atau hangar^[6].

Proses pengereman pesawat dilakukan secara otomatis dengan menekan tombol *autobrake* pada kokpit dan perlambatannya dipengaruhi oleh berat pesawat saat *landing*, kecepatan pesawat, jarak *runway* yang tersedia, dan kondisi *runway* saat pesawat *landing*. Akibat pengaruh-pengaruh tersebut, pilihan *autobrake* dibagi menjadi *LOW*, *MED*, dan *HI*.

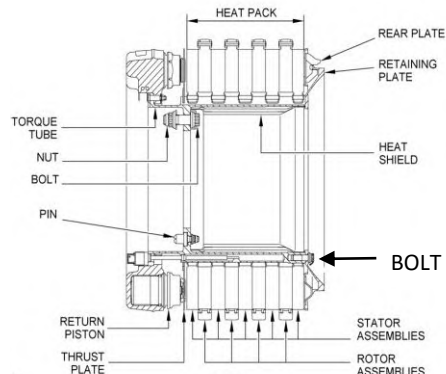
- *Low*: perlambatan sebesar $1,7 \text{ m/s}^2$
- *Medium*: perlambatan sebesar $3,0 \text{ m/s}^2$
- *Hi*: perlambatan lebih dari $3,0 \text{ m/s}^2$, hanya digunakan saat pesawat melakukan *reject take off*. *Reject take off* (RTO) adalah saat pesawat tidak jadi melakukan *take off* karena suatu sebab tertentu.

Sensor suhu pada *brake assembly* akan memberikan peringatan di kokpit apabila temperatur *brake* telah melebihi batas untuk menghindari terjadinya kebakaran pada *landing gear*. Untuk menjaga agar temperatur *brake* tetap dalam *range* yang diijinkan,

pesawat memiliki *brake cooling fan assembly* yang dapat dihidupkan dan dimatikan secara manual dari kokpit [7].

2.1.2 Brake Assembly

Brake assembly merupakan bagian utama pada sistem pengereman pesawat, berfungsi untuk mengurangi kecepatan pesawat hingga pesawat berhenti. *Brake assembly* tersusun atas komponen utama seperti pada gambar 2.2.



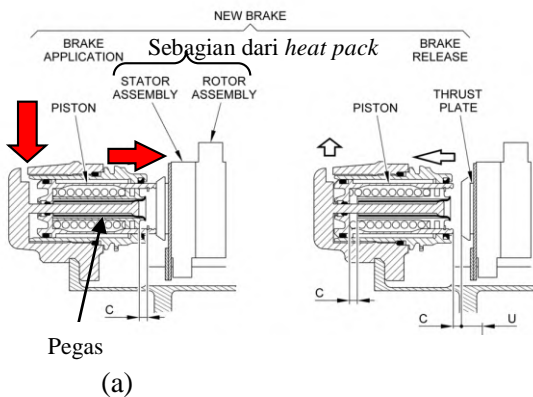
Gambar 2.2 Susunan *brake* Messier-Bugatti part number C20225508 A pada pesawat [4]

1. Sistem hidrolik: tersusun atas 14 piston untuk menekan *heat pack*.
2. *Torque tube assembly*: tempat kedudukan stator.
3. *Thrust plate*: meneruskan gaya dari piston menuju *heat pack*.
4. *Heat pack*: menghasilkan gaya gesek untuk memperlambat pesawat, dan terbuat dari *carbon-carbon composite*. *Heat pack* terdiri dari:
 - *Rotor assembly*: terhubung pada *wheel*, dan bergerak mengikuti putaran *wheel*. *Brake assembly* terdiri dari empat rotor.
 - *Stator assembly*: terhubung dengan *torque tube assembly*, dan memiliki posisi tertentu terhadap *landing*

gear, tidak ikut berputar. *Stator assembly* terdiri dari lima stator, yaitu tiga *central stator assembly* dan dua *lateral stator assembly*.

- *Shim*: stator tambahan untuk yang dipasang pada *heat pack* setelah *heat pack* awal mengalami keausan tertentu untuk menambah masa pakai.
5. *Retaining plate* dan *rear plate*: dipasang pada ujung *torque tube assembly* untuk membatasi gerakan translasi dari *heat pack* dan diikat 10 *bolt*.

Brake assembly digerakkan oleh sistem hidrolik yang dikontrol dari kokpit. Proses kerja *brake* dijelaskan pada gambar 2.3.



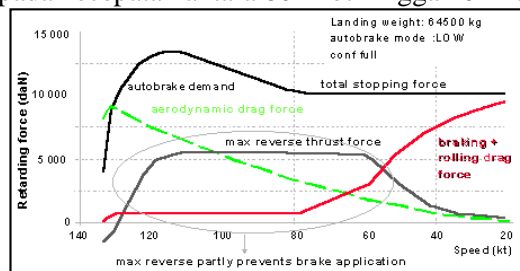
Gambar 2.3 Proses kerja *carbon brake*, ditunjukkan oleh sebagian komponen-komponen dari *brake assembly*, (a) Pergerakan piston dan sebagian dari *heat pack* saat *brake* bekerja, (b) Pergerakan piston dan sebagian dari *heat pack* saat *brake* dilepas^[4]

1. Saat pedal *brake* di kokpit diinjak, tekanan hidrolik akan menggerakkan tujuh piston secara bersamaan.
2. Piston bergerak (anak panah merah) dan menekan *thrust plate* yang menekan rotor dan stator.
3. Gesekan antara rotor dan stator menyebabkan pengereman.

4. Piston bergerak maksimal saat mencapai *clearance C*.
5. Pada saat pedal *brake* di kokpit dilepas, pegas mengembalikan piston kembali menuju posisi awal. Pergerakan ini (anak panah putih) memutus kontak antara *thrust plate* dan *heat pack* sehingga rotor dan stator tidak lagi bergesekan.

Untuk membatasi pergerakan *heat pack*, *retaining plate* dan *rear plate* dipasang pada bagian ujung *torque tube assembly* dan diikat dengan sepuluh bolt yang ditanamkan pada susunan. Bolt akan mengalami gaya tekan dari pergerakan *heat pack* akibat sistem hidrolik dan tegangan geser yang disebabkan oleh gaya gesek yang terjadi pada delapan permukaan antara rotor yang berputar dan stator.

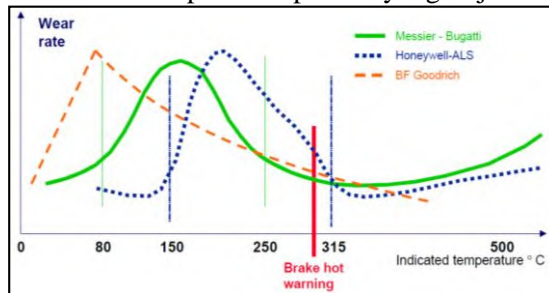
Gaya total untuk pengereman pesawat merupakan resultan dari *engine reverse thrust*, *aerodynamic drag force*, dan *braking drag force*. *Braking drag force* adalah gaya pengereman yang dihasilkan oleh gesekan rotor dan stator pada *brake assembly*. Gambar 2.4 menunjukkan bahwa *aerodynamic drag force* berperan penting pada kecepatan tinggi saat awal *landing*, sedangkan *brake* berfungsi pada kecepatan antara 80 knot hingga 20 knot.



Gambar 2.4 Distribusi gaya pengereman saat *landing* pesawat [8]

Temperatur *brake* merupakan faktor yang sangat penting dalam pengoperasian *brake* karena temperatur yang terlalu rendah atau terlalu tinggi dapat meningkatkan laju keausan *brake*. Menurut Messier-Bugatti, Honeywell-ALS, dan BF Goodrich

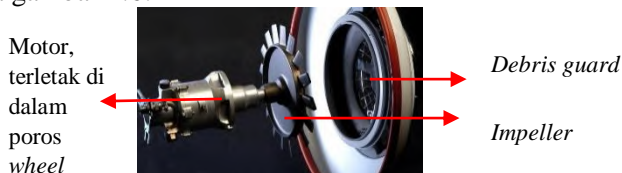
(produsen *aircraft brake*), batas maksimum temperatur *brake* adalah 300°C seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.5. *Brake* dengan temperatur di atas 300°C akan menyalakan peringatan *Brake Hot Warning* di kokpit sehingga dapat segera menyalakan *brake cooling fan assembly* untuk mengkondisikan kembali agar temperatur *brake* berada pada temperatur yang diijinkan ^[9].



Gambar 2.5 Laju keausan *brake* fungsi temperatur menurut Messier-Bugatti, Honeywell-ALS, dan BF Goodrich ^[9]

2.1.3 *Brake Cooling Fan Assembly*

Brake cooling fan assembly adalah susunan komponen-komponen yang berfungsi untuk mendinginkan *wheel* dan *brake assembly*, dan digerakkan oleh motor listrik yang terletak pada poros *wheel*. Proses pendinginan tersebut dilakukan dengan cara menyedot udara panas dari *wheel* dan *brake assembly* sehingga temperatur tetap berada di dalam *range* yang diijinkan. Penggunaan *brake cooling fan assembly* bersifat kondisional, penyalanya bersifat manual tergantung dari temperatur *brake*. Susunan *brake cooling fan assembly* dan motornya ditunjukkan pada gambar 2.6.



Gambar 2.6 Susunan *brake cooling fan assembly*, motor terletak di dalam poros *wheel* ^[10]

Brake cooling fan assembly tersusun dari bagian-bagian utama berupa:

- Motor yang terletak di dalam poros *main landing gear*. Motor berfungsi untuk menggerakkan *impeller*.
- *Shroud grid support* yang berfungsi sebagai tempat dudukan *debris guard*.
- *Debris guard* yang berfungsi untuk menjaga agar tidak ada debu dan kotoran yang masuk dan merusak *brake cooling fan assembly* dan *brake assembly*.
- *Impeller* yang berfungsi untuk menyedot udara panas dari *brake* keluar menuju lingkungan sekitar.

Nilai temperatur *brake* yang tertera di kokpit adalah setengah dari temperatur riil *brake* karena sensor temperatur tidak terletak tepat pada *heat pack*-nya. Temperatur ijin *brake* memiliki nilai dari 150°C hingga 300°C, dengan demikian temperatur yang tertera pada kokpit harus berada dalam batas 75°C hingga 150°C. Kondisi *taxi out*, *take off*, *landing*, dan *taxi in* memiliki batas temperatur masing-masing yang ditunjukkan pada tabel 2.1.

Tabel 2.1 Temperatur ijin *carbon brake* pesawat yang tertera pada kokpit saat *taxi out*, *take off*, *landing*, dan *taxi in*^[9]

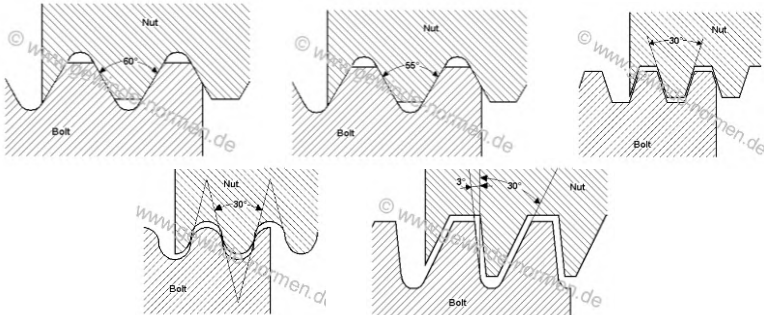
Kondisi	Temp. Ijin (°C)	Keterangan	Alasan
<i>Taxi out</i>	100	<ul style="list-style-type: none"> • Apabila melebihi, <i>brake cooling fan assembly</i> harus dinyalakan. 	<ul style="list-style-type: none"> • Menjaga pengereman tetap maksimal untuk melakukan RTO apabila dibutuhkan.
<i>Take off</i>	150 (sesaat sebelum <i>take off</i>)	<ul style="list-style-type: none"> • Batas temperatur sebenarnya dibawah 300°C. • Apabila melebihi, <i>take off</i> ditunda hingga <i>brake cooling fan assembly</i> menurunkan temperatur. • <i>Assembly</i> tidak boleh menyala saat <i>take off</i>. 	<ul style="list-style-type: none"> • Temperatur 300°C merupakan <i>brake hot warning</i>. • Mencegah kerusakan akibat benda asing yang masuk • <i>Assembly</i> otomatis berhenti saat <i>landing gear</i> diangkat & diturunkan.

<i>Landing</i>	500	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Brake cooling fan assembly</i> tidak boleh dinyalakan saat <i>landing</i> dan sesaat setelahnya kecuali telah melebihi 500°C. 	<ul style="list-style-type: none"> • Mencegah kerusakan <i>brake</i> akibat perubahan temperatur yang terlalu mendadak
<i>Taxi in</i>	100 (saat akhir <i>taxi in</i> /parkir)	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Brake cooling fan assembly</i> dinyalakan 5 menit setelah <i>taxi in</i> atau setelah mencapai <i>gate</i>. • <i>Assembly</i> tetap dinyalakan apabila temperatur saat parkir melebihi batas. 	<ul style="list-style-type: none"> • Menjaga kondisi <i>brake</i> untuk penerbangan berikutnya.

Saat berputar, *impeller* dari *brake cooling fan assembly* akan mengalami gaya sentripetal akibat gerak rotasi. Arah gaya sentripetal *impller* menuju pusat rotasi.

2.1.4 Bolt

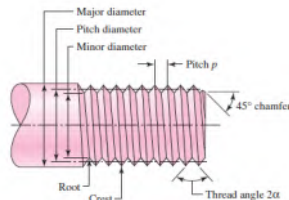
Bolt merupakan elemen mesin dengan alur heliks pada permukaan yang berfungsi untuk mengikat dua atau lebih komponen (*fastener*) yang bersifat *nonpermanent*, artinya, *fastener* ini dapat dibongkar pasang untuk melepas elemen-elemen mesin yang digabungkan. *Bolt* dapat dikencangkan dan dilepas dengan memberikan torsi pada *bolt head* atau pada *nut*. Berdasarkan bentuk ulirnya, secara umum *bolt* dapat diklasifikasikan seperti pada gambar 2.7.



Gambar 2.7 Sudut pada (a) ulir ISO/UN, (b) Whitworth, (c) *trapezoidal*, (d) *knuckle*, dan (e) *buttress* ^[11]

- Ulir ISO (*metric*)
- Ulir UN (*United Series*)
- Ulir Whitworth
- Ulir *Trapezoidal*
- Ulir *Knuckle*
- Ulir *Buttress*

Perbedaan utama dari masing-masing bentuk ulir adalah sudut antara puncak (*crest*) atau lembah (*root*) dengan puncak atau lembah terdekat. Bentuk runcing (V) pada *crest* dan *root* menyebabkan ulir sangat rentan terhadap kerusakan karena adanya konsentrasi tegangan. Oleh karena itu, ujung *crest* dan dasar *root* dibuat rata atau lengkung pada proses *forming*. Bolt memiliki terminologi yang sering disebut seperti pada gambar 2.8.



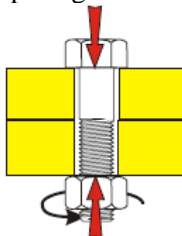
Gambar 2.8 Terminologi Ulir ^[12]

- *Pitch*: jumlah ulir dalam satu satuan panjang (mm atau inch).
- *Crest*: jarak terjauh ulir dari sumbu pusatnya.
- *Root*: jarak terdekat ulir dari sumbu pusatnya. Pada ulir ISO dan UN, sudut pada *root* dan *crest* sebesar 60° .
- *Major diameter*: diameter terbesar dari ulir yang diukur dari puncak (*crest*) ke puncak.
- *Minor diameter* d_r : diameter terkecil dari ulir yang diukur dari pangkal (*root*) ke pangkal.
- *Pitch diameter* d_p : diameter teoritis yang terletak antara *major* dan *minor diameter*.
- *Lead*: jarak pergerakan ulir yang sejajar dengan sumbu saat *bolt* diputar satu putaran. Pada *single lead*, *lead* dan *pitch* nilainya sama, sedangkan pada *double-threaded bolt*, nilai *lead* dua kali nilai *pitch*, dan seterusnya.

Semua ulir dibuat dengan aturan tangan kanan (*right-hand rule*) dengan beberapa pengecualian sehingga *bolt* mengalami pengencangan saat diputar searah jarum jam, dan sebaliknya.

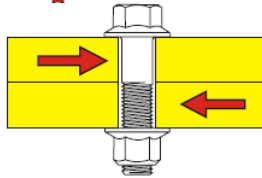
Berdasarkan hubungan antara arah gaya dengan luas area yang mengalami gaya, pembebanan yang diterima dapat dibagi menjadi:

- Tegangan axial (*axial*): tegangan yang dihasilkan oleh gaya yang arahnya tegak lurus terhadap luasan penampang melintang *bolt* seperti gambar 2.9.



Gambar 2.9 Bolt dengan Gaya Axial^[13]

- Tegangan geser (*shear*): tegangan yang dihasilkan oleh gaya yang arahnya sejajar terhadap luasan penampang melintang *bolt* seperti pada gambar 2.10.



Gambar 2.10 *Bolt* dengan Gaya *Shear* ^[13]

2.1.5 *Superalloy*

Pada temperatur dan kondisi beban normal, kekuatan dari suatu logam bergantung pada sifat mekaniknya seperti *yield strength* atau *Ultimate Tensile Strength*-nya (UTS). Namun, logam yang bekerja pada temperatur yang cukup tinggi (816°C – 1371°C) akan mengalami deformasi permanen setelah selang waktu tertentu yang disebut *creep*. Kecenderungan *creep* dipengaruhi oleh temperatur saat beroperasi dan beban yang diberikan pada logam. Kekuatan dari suatu logam untuk tahan *creep* sampai patah disebut juga *creep – rupture strength* atau *stress – rupture strength*.

Untuk mengatasi hal tersebut, dibutuhkan paduan logam yang cocok untuk aplikasi beban pada temperatur tinggi, yaitu *superalloy*. *Superalloy* adalah paduan logam yang memiliki performa yang lebih baik dibandingkan paduan logam biasa dalam hal kekuatan mekanik, ketahanan korosi, ketahanan *creep*, dan kualitas permukaan. Keunggulan-keunggulan tersebut juga berlaku pada lingkungan kerja dengan temperatur tinggi (di atas 1000 °C) sehingga tepat untuk diaplikasikan pada komponen *brake assembly* yang bekerja pada temperatur tinggi. Salah satu contoh paduan *superalloy* adalah *Nickle Based Superalloy*, *Cobalt Based Superalloy*, dan *Iron Based Superalloy*. Perbandingan komposisi kimia dan *tensile strength* pada temperatur kamar maupun temperatur tinggi untuk masing-masing *superalloy* bisa dilihat dalam Tabel 2.2.

Tabel 2.2 Perbandingan *tensile strength* dan komposisi kimia beberapa jenis *superalloy* ^[14]

Superalloy	Chemical Analysis, &										Tensile Strength, Mpa	
	Fe	Ni	Co	Cr	Mo	W	Nb	Ti	Al	other	Room temp.	870°C
Iron-based												
incoloy 802	46	32		21				<1		<1	690	195
Hayness 556	29	20	20	22	3					6	815	330
Nickel-based												
Incoloy 907	25	40	8	21		5				1	655	220
Inconel 718	18	53		19	3		5			1	1435	340
Rene 41		55	11	19	1			3	1.7	2	1420	620
Rene 125		63	10	9	2	7		2.6	4.8	1	1070	937
Rene 142		60	12	8	1.5	5			6.15	7		560
Hastelloy S		1	76		20					1	845	340
Nimonic 75	3	76		20				<1		<1	745	150
Cobalt-based												
Stellite 68	3	3	53	30	2	5				4	1010	395
Haynes 188	3	22	39	22		14					960	420
L-605		10	53	20		15				2	1005	325

Ni-Based *Superalloy* adalah *superalloy* dengan komponen dominan berupa unsur nikel, umumnya lebih dari 40%. Nikel merupakan logam ferromagnetik yang memiliki keunggulan yaitu ketangguhan dan keuletan tinggi, ketahanan yang tinggi terhadap korosi dan oksidasi, serta ketahanan yang tinggi terhadap temperatur tinggi maupun rendah, sehingga sifat inilah yang mendominasi dari paduan *Nickel Based Superalloy*. Paduan *Nickel Based Superalloy* memiliki keunggulan yang lebih baik dibandingkan *superalloy* lainnya, diantaranya cocok diaplikasikan untuk benda yang membutuhkan ketangguhan yang cukup baik pada temperatur di atas 540°C bahkan untuk temperatur yang lebih tinggi (1204 °C – 1371 °C).

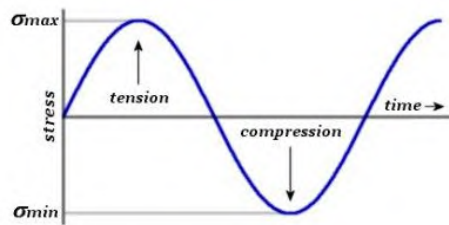
2.1.6 Aluminium

Aluminium adalah material dengan jumlah terbanyak kedua di dunia yang banyak digunakan dalam dunia industri. Keuntungan terbesar dari aluminium adalah sifatnya yang serba guna dan banyaknya jenis logam paduan yang dapat terbentuk.

Aluminium memiliki massa jenis yang kecil ($2,7 \text{ g/cm}^3$), ketahanan korosi yang baik pada sebagian besar lingkungan, dan mudah dibentuk menjadi bentuk-bentuk yang diinginkan. Kelebihan lain dari aluminium adalah konduktivitas termal dan listrik yang baik ^[15].

2.1.7 *Fatigue Fracture*

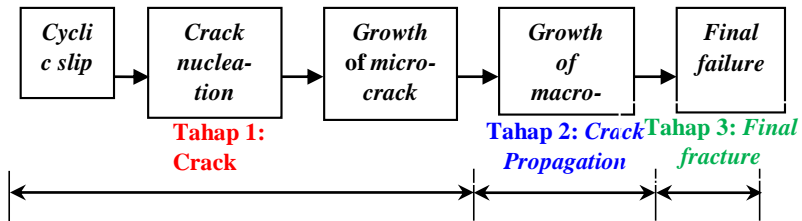
Kelelahan (*fatigue*) adalah suatu kerusakan yang lokal, progresif, dan permanen pada material karena mendapat beban siklik yang besarnya jauh di bawah beban *yield* material tersebut. Beban siklik akan menghasilkan tegangan tarik, selanjutnya menghasilkan regangan plastis yang terjadi secara kontinu, hingga akhirnya menghasilkan *crack*. Contoh grafik beban siklik ditunjukkan pada gambar 2.11.



Gambar 2.11 Grafik beban siklik dengan amplitudo konstan ($R = -1$) ^[16]

Mekanisme *Fatigue Fracture*

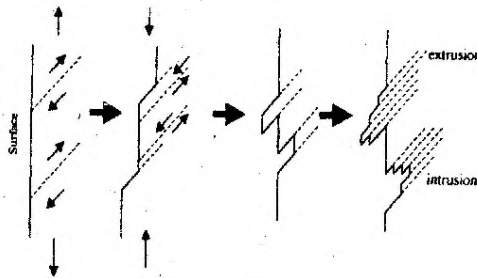
Fatigue fracture memiliki tiga tahap, yaitu tahap 1 (*crack initiation*), tahap 2 (*crack propagation*), dan tahap 3 (*final fracture*) ^[17]. Setelah *crack* merambat cukup panjang, penampang material akan berkurang sehingga beban hanya ditanggung oleh penampang tersisa yang belum retak. Penampang yang tersisa tidak mampu menahan beban yang diberikan sehingga material patah. Tahapan *fatigue fracture* ditunjukkan pada gambar 2.12.



Gambar 2.12 Tiga tahap pada *fatigue fracture* ^[17]. Tahap 1 terdiri dari tiga fasa: *cyclic slip*, *crack nucleation* dan *growth of microcrack*, tahap 2 terdiri dari satu fasa: *growth of macrocrack*, dan tahap 3 terdiri dari satu fasa: *final failure*

1. Tahap Awal Retakan (*Crack Initiation*)

Crack initiation biasanya dimulai dari permukaan akibat tegangan yang lebih besar dari tegangan *yield* lokal komponen. Umumnya disebabkan adanya konsentrasi tegangan. *Crack initiation* dimodelkan oleh Wood pada gambar 2.13.



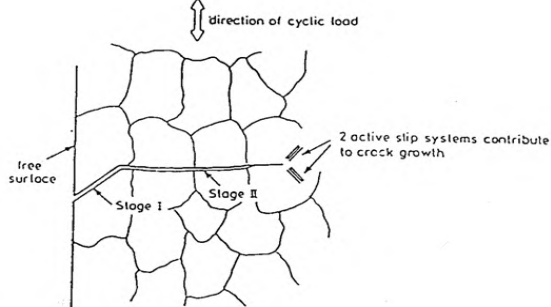
Gambar 2.13 Model *crack initiation* oleh Wood. *Crack initiation* diawali dengan adanya slip dengan arah yang bersudut 45° terhadap sumbu utama tegangan yang menghasilkan *extrusion* and *intrusion* ^[18]

Tahap retak awal meliputi fase *cyclic slip*, fase pembentukan inti retak (*crack nucleation*) dan perambatan retak mikro (*growth of microcrack*) sejauh 2-5 butir kristal. Awal kerusakan terjadi pada permukaan patahan berupa *microcracks* yang diakibatkan karena adanya slip yang menyebabkan terbentuknya dislokasi pada bidang

tertentu. Slip jauh lebih mudah terjadi pada permukaan karena pergerakannya tidak dibatasi oleh batas butir. Slip disebabkan oleh *shear stress* yang menghasilkan deformasi dengan sudut 45° terhadap sumbu utama tegangan (*stage I*). Beban yang diberikan membuat *microcracks* bergabung sehingga menjadi konsentrasi tegangan (*stage II/crack propagation*). Perambatan *crack* pada *stage II* tegak lurus terhadap arah tegangan.

2. Tahap Perambatan Retakan (*Crack Propagation*)

Perambatan retak pada suatu material terjadi secara makro dan sering ditandai dengan adanya profil-profil striasi, *beach marks/progression marks*, dan *ratchet marks*. Pertumbuhan retakan terjadi hingga sisa luas penampang patahan mencapai luasan kritis. Striasi adalah garis-garis sejajar akibat penumpulan dan penajaman ujung retakan secara berulang-ulang yang hanya dapat dilihat dengan mikroskop elektron. Garis-garis tersebut tegak lurus dengan arah pertumbuhan *crack* secara mikroskopik dan setiap garis dihasilkan oleh satu siklus tegangan (1 tarik, 1 tekan). Jarak antar striasi yang semakin besar menunjukkan beban yang diberikan semakin besar. Tidak semua material menunjukkan adanya striasi, semakin ulet, semakin mudah membentuk striasi. Penjelasan mengenai profil *progression marks* dan *ratchet* dapat dilihat pada tabel 2.3 dan mekanisme perambatan retak dapat dilihat pada gambar 2.14.



Gambar 2.14 Tahap perambatan retak makro dengan arah rambatan tegak lurus terhadap arah tegangan ^[16]

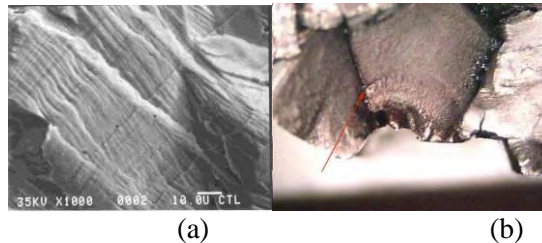
3. Tahap Akhir Proses Retakan (*Final Fracture*)

Retak makro bertambah panjang pada setiap siklus pembebanan sehingga menyebabkan luas penampang material berkurang. Penampang material yang semakin kecil tidak lagi mampu menanggung beban yang diterima (luasan kritis), sehingga material mengalami *overload fracture*. Daerah *final fracture* terdiri dari daerah *tensile fracture* dengan arah bidang yang tegak lurus dengan sumbu utama tegangan dan daerah *shear fracture* (*shear lips*) dengan arah bidang 45° terhadap sumbu utama tegangan. *Shear lips* adalah perubahan arah bidang dari permukaan patahan karena gaya tidak lagi bekerja pada sumbu utama tegangan. Perubahan tersebut disebabkan karena pengecilan luas penampang akibat perambatan *crack*. *Shear lips* bersudut 45° terhadap sumbu utama tegangan karena gaya *shear* maksimal pada benda bekerja pada sudut 45° terhadap sumbu utama tegangan.

2.1.8 *Fracture Surface*

Pada logam, perbedaan proses patah (fracture) dapat dilihat dari profil permukaan patahan yang dapat diobservasi baik secara makro ataupun secara mikro. Klasifikasi dasar dari proses patah bila ditinjau dari jenisnya adalah patah ulet (*ductile fracture*), patah getas (*brittle fracture*), patah lelah (*fatigue fracture*), dan patah merangkak (*creep fracture*). *Fatigue* dan *creep fracture* merupakan proses patah yang perambatan retakannya terjadi secara perlahan-lahan, sedangkan *ductile* dan *brittle fracture* merupakan proses patah yang perambatan retakannya terjadi secara cepat (*instaneous*) akibat *overload*. Masing-masing dari jenis patahan diatas memiliki profil tersendiri, ditunjukkan pada tabel 2.3.


Perbedaan antara *fatigue fracture* dan *creep fracture* ditandai dengan adanya *progression marks* dan striasi. *Fatigue fracture* memiliki *progression marks* dan striasi, sedangkan pada *creep fracture* parameter tersebut tidak terlihat. *Beachmark* dan striasi dapat dilihat pada gambar 2.15.

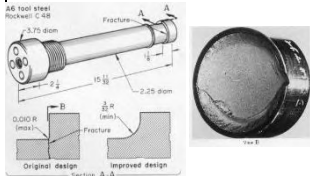
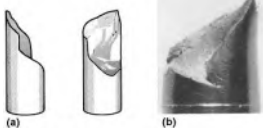


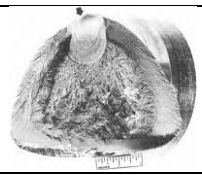



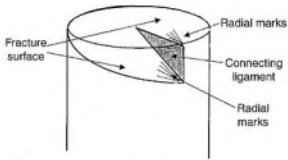
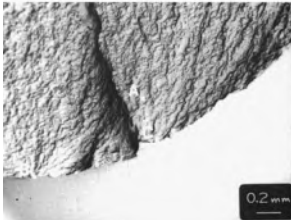
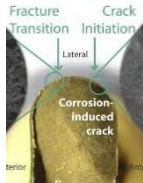

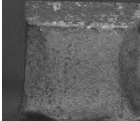
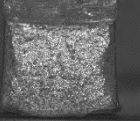
Gambar 2.15 (a) Striasi dari SEM, (b) *beachmark* yang ditunjukkan oleh anak panah merah ^[19]

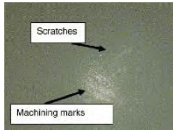
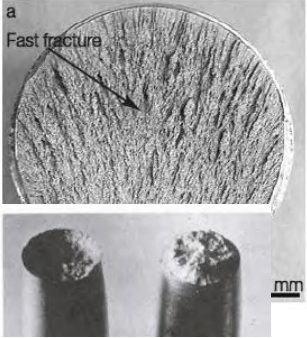
Perbedaan *ductile* dan *brittle fracture* dapat diamati secara makro dari permukaan patahan. *Ductile fracture* memiliki perubahan ketinggian yang nyata sepanjang penampang potongan melintang dari benda sedangkan *brittle fracture* memiliki permukaan patahan yang datar dan tegak lurus terhadap arah beban, tanpa adanya petunjuk bahwa telah terjadi deformasi plastis sebelum benda mengalami patah. Selain kedua karakteristik diatas, terdapat pola patahan gabungan (*mix-mode appearance*) dari *brittle fracture* yang bertransformasi jadi *ductile* atau sebaliknya.

Tabel 2.3 Jenis profil permukaan patahan yang teridentifikasi dengan *fractography* pada skala makro ^[20]

Tanda/Indikasi	Implikasi	Gambar Lokal
Distorsi terlihat dengan jelas	Deformasi plastis yang telah melewati kekuatan mulur dari material, kemungkinan juga terjadi <i>instability</i> (<i>necking</i> ataupun <i>buckling</i>) serta kerusakan pasca kegagalan.	

Bekas patahan (<i>notch</i>) terlihat dengan jelas	Kemungkinan sebagai lokasi awal retakan. (<i>crack initiation</i>)	
Orientasi permukaan patahan relatif terhadap geometri dari komponen dan arah pembebanan	<ul style="list-style-type: none"> Mengetahui jenis kondisi pembebanan (Model 1, Model 2, Model 3). Identifikasi pola patahan pada skala makro. 	 <p>(a) Kerusakan akibat torsi</p> <p>(b) Akibat bending</p> 
Terdapat dua profil permukaan yaitu datar dan <i>shear lips</i> .	<ul style="list-style-type: none"> Arah perambatan retakan sejajar dengan arah <i>shear lips</i>. Modus Patahan Gabungan (<i>mix-mode fracture</i>). 	 <p>datar: <i>fatigue</i></p> <p>bergelombang: <i>overload</i></p>
Terdapat ujung retakan yang tajam pada permukaan patah.	<ul style="list-style-type: none"> Kemungkinan beban adalah beban siklik. Kemungkinan adanya pemrosesan yang tidak sempurna seperti <i>shot peening</i> dan <i>quench crack</i>. 	
Pola garis-garis radial dan <i>chevron</i> (patahan berbentuk huruf v)	<ul style="list-style-type: none"> Menunjuk ke arah lokasi awal retakan. Menunjukkan arah perambatan retakan. 	 <p>Anak panah: awal <i>chevron marks</i></p>
Profil u akibat pembebanan monotonik	<ul style="list-style-type: none"> Garis menunjukkan arah perambatan retakan. 	

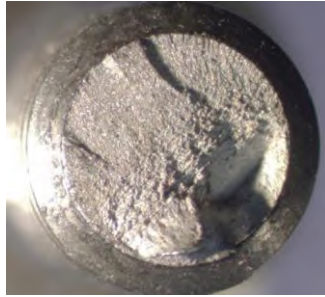
	<ul style="list-style-type: none"> • Menunjukkan ketidaklengkapan proses pengerjaan material. 	
Profil melingkar dari pembebanan siklik (<i>beach marks</i>)	<ul style="list-style-type: none"> • Menunjukkan pembebanan siklik. • Menjalar dari tengah radius kelengkungan 	
<i>Ratchet Marks</i>	<ul style="list-style-type: none"> • Bukti yang kuat untuk menunjukkan model pembebanan siklik • Menunjukkan awalan retakan • Biasanya tegak lurus dengan arah pembebanan • Sisi tegak menunjukkan pembebanan <i>bending</i> (tegak) atau torsi (landai) 	 <p>(a)</p>  <p>(b)</p>
Daerah permukaan yang berdekatan menunjukkan warna yang berbeda	<ul style="list-style-type: none"> • Kemungkinan terjadinya korosi. • Kemungkinan terdapat perubahan temperatur. 	
Bagian yang mengalami oksidasi	<ul style="list-style-type: none"> • Kemungkinan sebagai awal retakan. 	
Pantulan cahaya dari permukaan	<ul style="list-style-type: none"> • Gelap: patah ulet atau menerima beban siklik • Mengkilap: patah getas 	 <p>(a) ductile</p>  <p>(b)</p>

	<ul style="list-style-type: none"> Bergelombang dan mengkilap: patah intergranular yang terjadi pada ukuran butir yang besar. 	(b) <i>brittle</i>
Goresan akibat rolling	<ul style="list-style-type: none"> Ketika goresan terdeformasi, beban yang diberikan adalah torsi 	
Bekas proses machining	<ul style="list-style-type: none"> Bila gaya torsi yang diberikan, maka bekas tersebut tidak membelok (membengkok). 	 <p>Scratches</p> <p>Machining marks</p>
Kekasaran permukaan	<ul style="list-style-type: none"> Bila kekasaran meningkat sesuai dengan arah perambatan retakan, hal ini disebabkan oleh adanya momen bending dari daerah yang mendapat tegangan kompresif kemudian retakan berpindah ke daerah ini. Bila terdapat daerah permukaan yang halus dan kasar sesuai dengan arah perambatan retak, maka bisa diprediksi bahwa material/komponen menerima beban siklik dan mengalami transformasi dari patah ulet ke getas ataupun sebaliknya. Bila tingkat kekasaran permukaan cukup 	 <p>a</p> <p>Fast fracture</p> <p>mm</p>

	tinggi disertai warna permukaan yang gelap, maka patahan termasuk ke dalam patah ulet.	
Adanya gerusan (secara general)	<ul style="list-style-type: none"> • Menunjukkan adanya vibrasi • Menunjukkan akhir dari separasi • Bila gerusan membentuk semacam pusran/olakan, maka mengindikasikan adanya gaya torsi. 	
Adanya gerusan (pada lokasi tertentu)	<ul style="list-style-type: none"> • Mengindikasikan crack closure dari pembebanan siklik. • Bisa dikatakan sebagai model pengganti dari beach marks dalam mengidentifikasi pembebanan siklik. 	

2.2 Tinjauan Pustaka

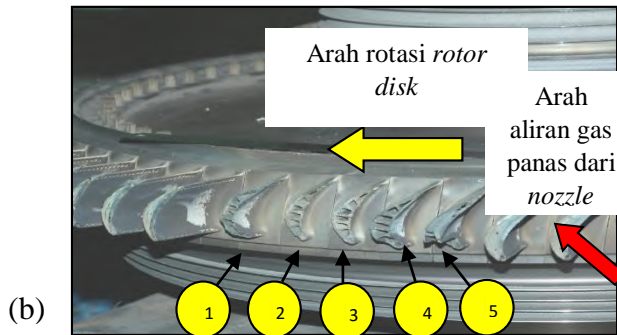
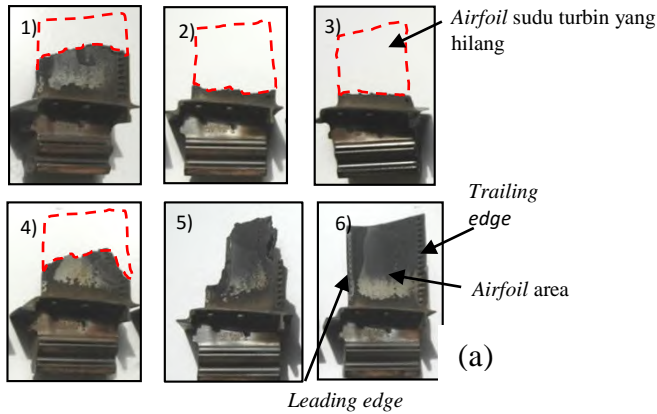
Pada tahun 2014, Alex Hudgins menganalisa kerusakan pada *threaded fastener* akibat *fatigue* yang kemudian dituangkan pada jurnal yang berjudul *Fatigue of Threaded Fastener* ^[21]. Proses analisa dilakukan pada spesimen dengan material *steel-molybdenum* pertama-tama dengan melihat pola permukaan patahan secara makroskopis. Adanya *beachmark* dan pola patahan yang datar (*flat*) menunjukkan bahwa kegagalan terjadi akibat *fatigue*. *Ratchet marks* pada arah jam 9 dan jam 12 menunjukkan bahwa *bolt* memiliki *multiple crack initiation*. *Multiple crack initiation* disebabkan oleh konsentrasi tegangan yang besar dari bentuk ulir. Daerah *final fracture* pada arah jam 5 menunjukkan adanya perubahan arah permukaan patahan (*shear lips*) akibat *overload*. Permukaan patahan dapat dilihat pada gambar 2.16.



(a)

Gambar 2.16 Foto patahan *bolt* dengan *stereo microscope* yang menunjukkan *ratchet marks* pada arah jam sembilan dan *final rupture* pada arah pukul lima ^[21]

Pengamatan pada patahnya sudu turbin pesawat juga dilakukan oleh Aulia Mutiarani pada tahun 2013 dan dituangkan pada jurnal yang berjudul Studi Analisa Kegagalan Sudu Turbin Bertekanan Tinggi pada Pesawat Terbang Boeing 737-400^[22]. Dari hasil studi tersebut, ditemukan urutan patah dari lima sudu turbin dengan membandingkan profil permukaan patahan masing-masing sudu pada gambar 2.17. Dari kelima sudu turbin yang rusak, sudu turbin nomor 1 adalah sudu yang patah pertama kali. Patahan sudu turbin nomor 1 menghantam sudu berikutnya dan secara bertahap sehingga terjadi kegagalan berupa patah pada sudu nomor 2 hingga 5. Hal ini ditunjukkan dari adanya pengelupasan *coating* pada sudu nomor 1 yang tidak ditemukan pada sudu-sudu lainnya. Sudu nomor 2 dan 3 memiliki sisa patahan dengan ketinggian yang rata akibat beban tinggi mendadak (benturan dengan patahan sudu nomor 1). Sedangkan sudu nomor 4 dan 5 mengalami deformasi plastis terlebih dahulu, ditunjukkan dengan adanya perubahan ketinggian pada sisa patahan. Urutan patahan sesuai dengan arah rotasi *rotor disk* tempat sudu.



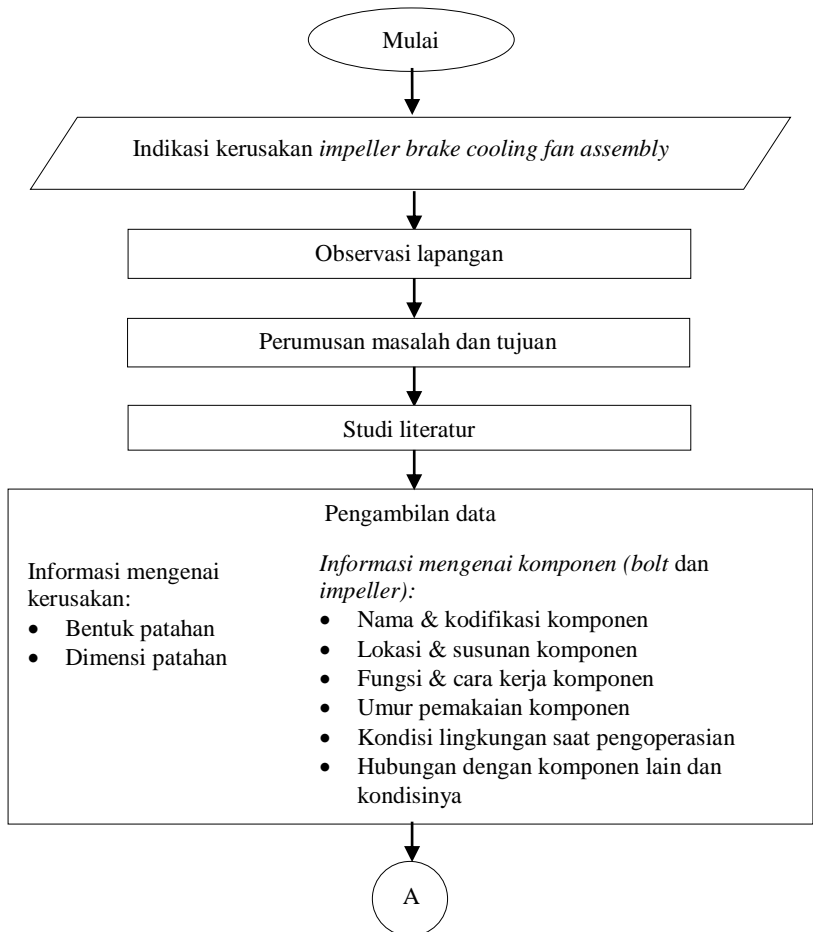
Gambar 2.17 (a) Tampak depan hasil pemeriksaan visual sudu turbin. Garis putus-putus merah menunjukkan dimensi sudu turbin yang hilang. Nomor 1-5 merupakan sudu yang rusak dengan lokasi berurutan. Nomor 6 merupakan sudu yang rusak dan diambil secara acak pada *rotor disk* (b) Lokasi sudu nomor 1-5 pada *rotor disk* ^[22]

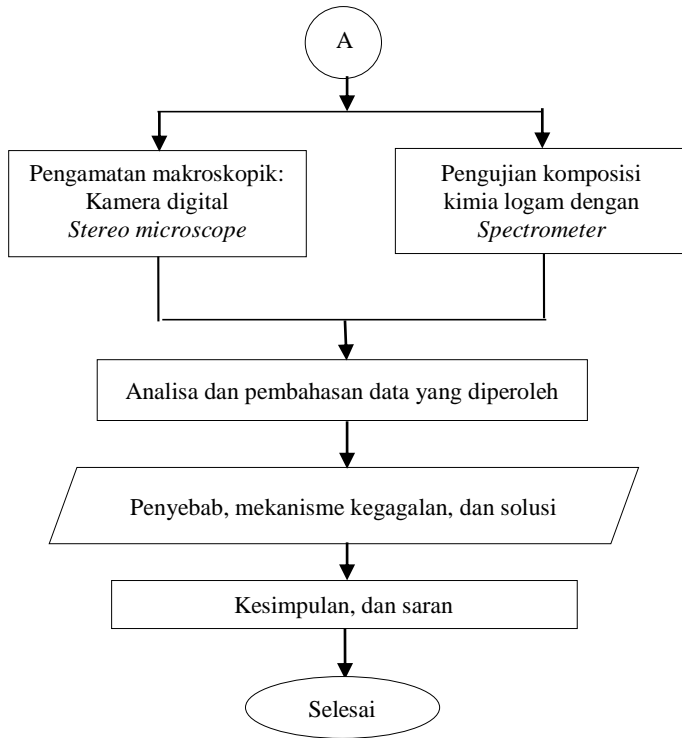
(halaman sengaja dikosongkan)

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Diagram Alir Penelitian

Langkah-langkah yang dilakukan untuk mencapai tujuan penelitian ini digambarkan secara singkat melalui diagram alir pada gambar 3.1 berikut:





Gambar 3.1 Diagram alir penelitian

3.2 Peralatan

Peralatan yang digunakan untuk melakukan penelitian analisa kegagalan, antara lain:

1. Penggaris dan jangka sorong
2. Kamera digital
3. *Stereo Microscope*
4. Alat uji komposisi kimia *spectrometer thermo ARL*

3.3 Sample Material *Bolt* dan *Impeller*

Material yang akan digunakan pada penelitian ini adalah empat buah *bolt* dan *impeller* dari *brake cooling fan assembly* yang

diambil dari *brake assembly* nomor dua dari sebuah pesawat komersil. Tiga buah *bolt* dan *impeller* merupakan komponen yang mengalami kegagalan dan satu *bolt* lainnya merupakan *bolt* utuh yang diambil secara acak. Material yang digunakan ditunjukkan pada gambar 3.2 dan 3.3.



Gambar 3.2 (a) *Bolt* yang utuh, (b,c,d) Tiga *bolt* yang patah, urutan gambar tidak sesuai urutan saat operasi, *bolt* d sudah dipotong-potong



Gambar 3.3 (a) Tampak atas *impeller* dari *brake cooling fan assembly* dengan seluruh *blade* patah, (b) Salah satu penampang patahan *blade*

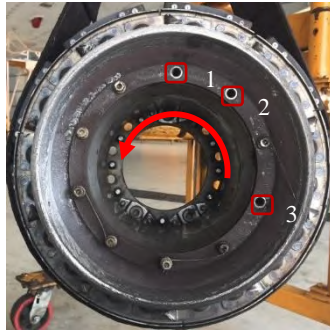
3.4 Langkah-Langkah Penelitian

Pada Tugas Akhir ini dilakukan beberapa langkah-langkah penelitian analisa kegagalan sebagai berikut:

3.4.1 Observasi lapangan

Observasi lapangan dilakukan setelah dilaporkan adanya indikasi *overheat* pada *brake* nomor dua. Ditemukan kegagalan berupa patahnya tiga *bolt* dari *brake assembly*, dan patahnya semua *blade* dari *impeller brake cooling fan assembly*. Letak *bolt* yang patah tidak berurutan. Lokasi *bolt* yang patah ditunjukkan pada

gambar 3.4. Pengamatan lebih lanjut juga menemukan *heat pack* yang rusak pada *brake assembly*.



Gambar 3.4 Lokasi *bolt* yang patah pada *brake*, penomoran tidak menunjukkan urutan patah

3.4.2 Studi Literatur

Studi literatur merupakan proses ulasan terhadap buku dan jurnal yang memberikan informasi tentang faktor-faktor yang terkait dengan kerusakan yang sejenis. Faktor-faktor dapat berupa desain *bolt*, gaya-gaya yang berpengaruh, dan pola patahan. Studi literatur juga meliputi pembahasan prinsip pengereman pesawat yang terdiri dari *brake assembly* dan *brake cooling fan assembly*, prinsip dasar *bolt*, mekanisme patahan secara *fatigue*, dan *superalloy* dan aluminium alloy.

3.4.3 Pengambilan Data

Pengambilan data dilakukan untuk mendapatkan data-data awal dari kerusakan. Akan didapatkan tiga jenis informasi yang akan dipakai dalam proses analisa selanjutnya, yaitu informasi mengenai komponen yang mengalami kegagalan, sejarah perawatannya, serta informasi mengenai terjadinya kegagalan. Tujuan dan data yang diperoleh dari pengambilan data dijabarkan pada tabel 3.1.

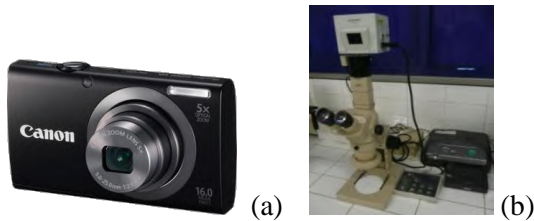
Tabel 3.1 Rancangan Eksperimen Pengambilan Data

Observasi	Tujuan	Data yang Diperoleh
Nama & kodifikasi komponen	<ul style="list-style-type: none"> - Mengetahui nama komponen yang mengalami kerusakan. - Mencari referensi yang sesuai dengan kerusakan. 	
Umur komponen	Mengetahui sejarah pemakaian komponen.	
Bentuk dan dimensi komponen yang masih baik	Mengetahui dimensi dan bentuk awal komponen sebagai referensi.	
Bentuk dan dimensi komponen yang gagal	Mencari hubungan kerusakan terhadap kondisi operasi dan gaya-gaya yang dialami.	
Lokasi, susunan, fungsi dan cara kerja komponen		
Kondisi lingkungan saat pengoperasian	Mencari adanya pengaruh kondisi lingkungan dengan kerusakan yang terjadi.	
Hubungan dengan komponen lain	Mencari pengaruh dengan komponen-komponen lain	

3.4.4 Pengamatan Makroskopik

Pengamatan makroskopik dilaksanakan dengan dua jenis metode yaitu pengamatan visual menggunakan bantuan kamera digital dan *stereo microscope*. Alat yang digunakan untuk

pengamatan makroskopik ditunjukkan pada gambar 3.5. Tujuan dan data yang diperoleh dari pengamatan makroskopik dijabarkan pada tabel 3.2.



Gambar 3.5 (a) Kamera Digital, (b) Peralatan *stereo microscope*

Tabel 3.2 Rancangan Eksperimen Pengamatan Makroskopik

Observasi	Tujuan	Data yang Diperoleh
Permukaan patahan <i>bolt</i> dan <i>impeller</i> dan kondisi sekitarnya	<ul style="list-style-type: none"> - Mengetahui pola patahan permukaan secara makro untuk menentukan sifat patahan. - Mengetahui awal dan akhir kerusakan. - Mencari hubungan kerusakan pada dengan penyebab kerusakan berdasarkan permukaan patahan. 	

3.4.5 Pengujian Komposisi Kimia

Pemeriksaan komposisi kimia diperlukan untuk menentukan unsur penyusun material. Identifikasi komposisi kimia dilaksanakan menggunakan alat *spectrometer thermo ARL*. Tujuan dan data yang diperoleh dari uji komposisi kimia dijabarkan pada tabel 3.3. Alat *spectrometer* ditunjukkan pada gambar 3.6.



Gambar 3.6 *Spectrometer Thermo ARL*

Tabel 3.3 Rancangan Eksperimen Uji Komposisi Kimia

Observasi	Tujuan	Data yang Diperoleh
Pengujian komposisi kimia dengan <i>spectrometer thermo ARL</i>	Mengetahui material komponen dan mendapatkan sifat-sifat mekaniknya dan pengaruhnya terhadap kerusakan.	

(halaman sengaja dikosongkan)

BAB IV

ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

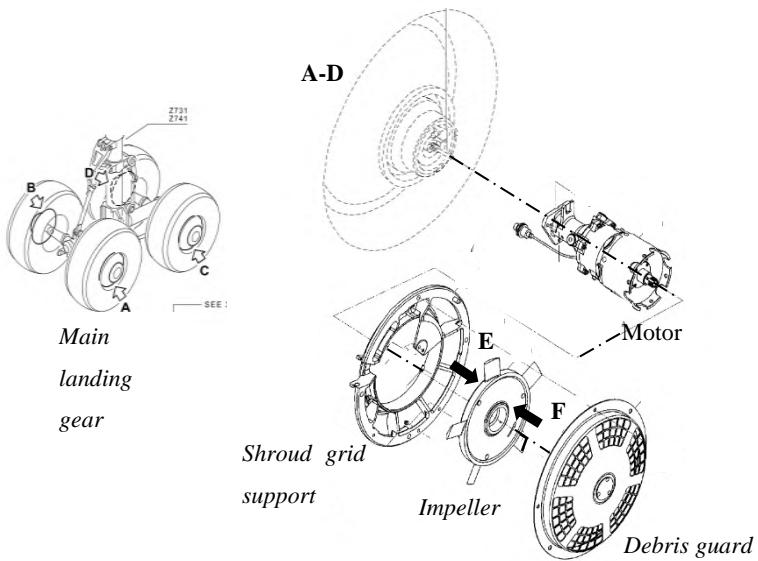
4.1 Informasi *Brake Cooling Fan Assembly*

4.1.1 Komponen Penyusun, Spesifikasi, dan Kodifikasi

Brake cooling fan assembly memiliki *part number* AE1502U02 dengan massa maksimum 3 kg untuk masing-masing *assembly*. *Brake cooling fan assembly* dipasang pada sisi *wheel* yang menghadap luar atau lingkungan sekitar, pada gambar 4.1 ditunjukkan dengan anak-panah A hingga D. *Brake cooling fan assembly* tersusun dari bagian-bagian utama yang memiliki *part number* ^[23]:

- Motor: 4611135023
- *Shroud grid support*: 4611135012
- *Debris guard*: 4611135004
- *Impeller*: 4611135026. *Impeller* terbuat dari aluminium.

Sisi luar *impeller* adalah bagian permukaan *impeller* yang menghadap *debris guard*, pada gambar 4.1 ditunjukkan dengan anak panah F, sedangkan permukaan yang disebut sisi *wheel* karena menghadap ke arah *wheel* dan *supporting guard*, ditunjukkan dengan anak panah E.



Gambar 4.1 Posisi *brake cooling fan assembly* dengan komponen-komponen penyusun utamanya ^[23]

4.1.2 Riwayat *Brake Fan*

Tidak ada catatan penggantian maupun perbaikan pada komponen-komponen *brake cooling fan assembly*. Dari hasil tersebut, dapat disimpulkan bahwa komponen-komponen tersebut tidak pernah rusak atau diganti sejak pesawat mulai dipasang.

4.1.3 Dimensi *Brake Cooling Fan Assembly*

Komponen-komponen utama *brake cooling fan assembly* memiliki dimensi sebagai berikut:

- *Impeller*:

Dimensi komponen *impeller* ditunjukkan pada gambar 4.2:

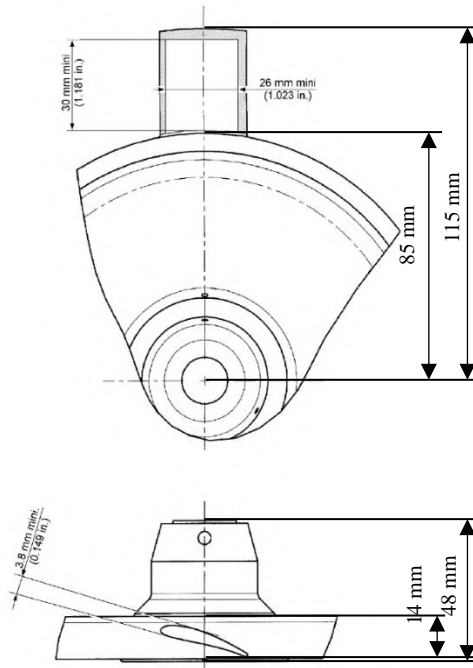
Diameter lingkaran *impeller*: 170 mm

Panjang *blade*: 36 mm (min. 30 mm)

Diameter total *impeller*: 242 mm (min. 230 mm)

Tebal *impeller*: 14 mm

Tebal *impeller* + tempat *shaft* motor: 48 mm



Gambar 4.2 Dimensi *impeller* pada *brake cooling fan assembly* ^[23]

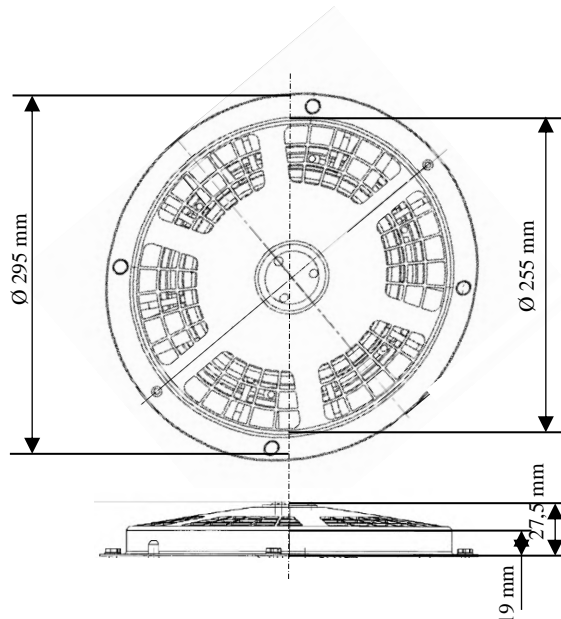
- *Debris guard*:

Dimensi komponen *debris guard* ditunjukkan pada gambar 4.3:

Diameter luar *debris guard*: 295 mm

Diameter dalam *debris guard*: 255 mm

Tinggi total *debris guard*: 27,5 mm



Gambar 4.3 Dimensi *debris guard* pada *brake cooling fan assembly* ^[23]

- *Shroud grid support*:

Dimensi komponen *shroud grid support* ditunjukkan pada gambar 4.4:

Diameter luar *shroud*: 295 mm

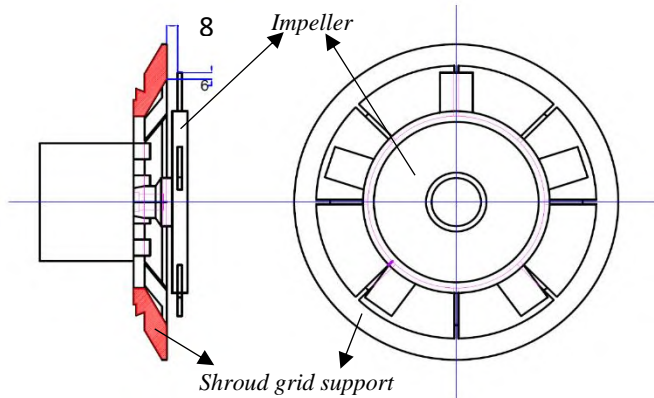
Diameter dalam *shroud*: 255 mm

Tebal *shroud*: 30 mm

Sudut kemiringan *shroud*: 30°

Clearance antara *blade* dengan *shroud*: 8-12 mm

Overlap antara *blade* dengan *shroud*: 6 mm



Gambar 4.4 Tampak depan dan samping *shroud grid support* dan *impeller* dan *clearance* antara *shroud grid support* dan *impeller*

4.1.4 Material Penyusun dan Sifat Mekanik *Impeller*

Komposisi kimia *bolt impeller* dari *brake cooling fan assembly* diuji dengan *spectrometer* dan dibandingkan dengan komposisi kimia standar pada tabel 4.1.

Tabel 4.1 Hasil uji komposisi kimia secara *spectrometer* dan komposisi kimia standar material Aluminium 324 (*Aluminium Association*) ASMHandbook ^[15]

Unsur-unsur penyusun	%	
	Hasil uji spectrometer	ASM Handbook
Al	86,5	rem
Si	6,45	7,0-8,0
Fe	1,17	1,2
Cu	0,16	0,4-0,6
Mn	0,08	0,5
Mg	0,72	0,4-0,7
Zn	0,92	1,0
Cr	0,05	-
Ni	0,35	0,3
Ti	0,23	0,2

Impeller yang rusak memiliki komposisi kimia yang sesuai dengan material Aluminium 324 dari ASM Handbook. Perbedaan pada hasil uji *spectrometer* dan ASM Handbook disebabkan karena

ketidak telitian saat pengujian dan juga akibat *coating* yang masih tersisa pada spesimen uji. Material Aluminium 324 memiliki sifat mekanik yang ditunjukkan pada tabel 4.2.

Tabel 4.2 Sifat mekanik Aluminium 324 penyusun *impeller* ^[15]

Alloy	Temper	Ultimate Tensile Strength		Yield Strength (0.2% offset)		Elongation in 50 mm (2 in.), %
		MPa	Ksi	MPa	ksi	
324	F	207	30	110	16	4.0
	T5	248	36	179	26	3.0
	T62	310	45	269	39	3.0

4.2 Informasi *Brake Assembly*

4.2.1 Komponen Penyusun, Spesifikasi, dan Kodifikasi

Brake assembly memiliki part number C20225508 dengan massa maksimum 72 kg untuk masing-masing *assembly*. Masing-masing *part number* dari komponen-komponen penting penyusun *brake assembly* adalah ^[4]:

- Piston: GA31262-3
- *Torque tube assembly*: GA30728
- *Heat pack*: GA31984
- *Shim*: GA31561
- *Retaining plate*: A33890
- Bolt pengikat *retaining plate*: A35015

4.2.2 Dimensi *Brake Assembly*

Komponen-komponen utama *brake cooling fan assembly* memiliki dimensi sebagai berikut:

- *Heat pack*:

Dimensi komponen *heat pack* ditunjukkan pada gambar 4.5:

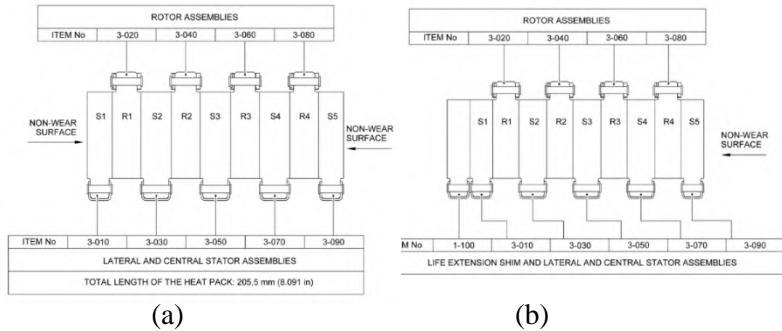
Diameter dalam *heat pack*: 293 mm

Diameter luar *heat pack*: 410 mm

Tebal total *heat pack* (4 rotor 5 stator): 205,5 mm

Tebal masing-masing rotor/ stator: 22,83 mm

Tebal *shim*: 25 mm



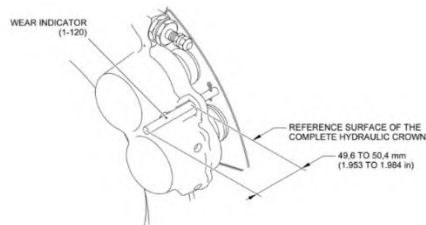
Gambar 4.5 (a) Susunan *heat pack* tanpa *shim*, (b) Susunan *heat pack* dengan penambahan *shim* ^[4]

- *Indicator pin*:

Dimensi komponen *indicator pin* ditunjukkan pada gambar 4.6:

Panjang *indicator pin* saat *brake assembly* dalam kondisi baru: 50,4 mm

Panjang *indicator* saat harus menambahkan *shim*: <25 mm



Gambar 4.6 Panjang maksimum *indicator pin* ^[4]

- *Bolt* pengikat *retaining plate*:

Dimensi komponen *bolt* pengikat *retaining plate* ditunjukkan pada gambar 4.7:

Jumlah *bolt* pengikat: 10

Panjang *bolt*: 1 inch

Diameter *bolt*: 3/8 inch

Pitch bolt: 24

Tipe *bolt*: UNF *fine thread* 3/8



Gambar 4.7 Bolt pengikat *retaining plate*

4.2.3 Riwayat *Brake Assembly*

Riwayat *wheel* dan *brake assembly* yang mengalami kerusakan ditunjukkan pada tabel 4.3 sebagai berikut:

Tabel 4.3 Riwayat *wheel* dan *brake assembly* pesawat

<i>Wheel part number</i>	3-1350
<i>Wheel position</i>	2
<i>Wheel install date</i>	08/04/2015 (822 FC*)
<i>Wheel remove date</i>	26-05-2015 (1102 FC*)
<i>Wheel CSI (Cycle Since Install)</i>	280
<i>Brake part number</i>	C20225508
<i>Brake position</i>	2
<i>Brake install date</i>	13/05/2015 (1019 FC*)
<i>Brake remove date</i>	removed 26-05-2015 (1102 FC*)
<i>Brake CSI (Cycle Since Install)</i>	83

*FC: *flight cycle*. Satu FC adalah satu kali pesawat melakukan *take-off* dan *landing*.

Brake assembly umumnya dapat dipakai untuk 1500 hingga 2000 *flight cycle*. *Brake assembly* yang rusak baru mengalami 83 *flight cycle* sejak pemasangan sehingga seharusnya belum waktunya rusak dan diganti.

4.2.4 Material Penyusun dan Sifat Mekanik Bolt pengikat *Retaining Plate*

Komposisi kimia *bolt* pengikat *retaining plate* diuji dengan *spectrometer* dan dibandingkan dengan komposisi kimia standar pada tabel 4.4.

Tabel 4.4 Hasil uji komposisi kimia secara *spectrometer* dan komposisi kimia standar material Inconel 718 ASM Handbook^[15]

Unsur-unsur penyusun	%	
	Hasil uji spectrometer	ASM Handbook
Fe	17,64	bal
Cr	20,16	17-21
Ni	54,45	50-55
Nb	4,56	4,75-5,50
Mo	2,60	2,80-3,30
C	0,03	0,08
Al	0,13	0,2-0,8
Mn	0,10	0,35
P	0,01	-
S	0,01	-
Si	0,07	0,35
Cu	0,35	-
V	0,09	-
Co	-	1,0
Ti	-	0,65-1,15

Setelah dicocokkan dengan komposisi kimia standar, *bolt* pengikat *retaining plate* yang rusak memiliki komposisi kimia yang sesuai dengan material Inconel 718. Hasil *spectrometer* menunjukkan tidak terdeteksinya unsur Co dan Ti, tetapi mendeteksi adanya unsur P, S, Cu, dan V. Tidak terbacanya unsur Co dan Ti bisa diakibatkan terjadinya *error* pada *software*. Pada penelitian kali ini persentase unsur Co dan Ti diasumsikan sama dengan prosentase pada komposisi kimia standar. Material Inconel 718 memiliki sifat mekanik yang ditunjukkan pada tabel 4.5.

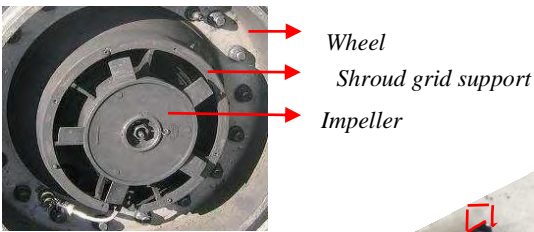
Tabel 4.5 Sifat mekanik *Nickel Alloy Inconel 718* penyusun 10 *bolt pengikat retaining plate* ^[15]

Alloy	Ultimate Tensile Strength		Yield Strength (0.2% offset)		Elongation in 50 mm (2 in.), %	Elastic Modulus (tension)		Hardness
	MPa	ksi	MPa	Ksi		GPa	10 ⁶ psi	
Inconel 718 (Precipitation hardened)	1240	180	1036	150	12	211	30.6	36 HRC

4.3 Pengamatan Makroskopik

4.3.1 *Brake Cooling Fan Assembly*

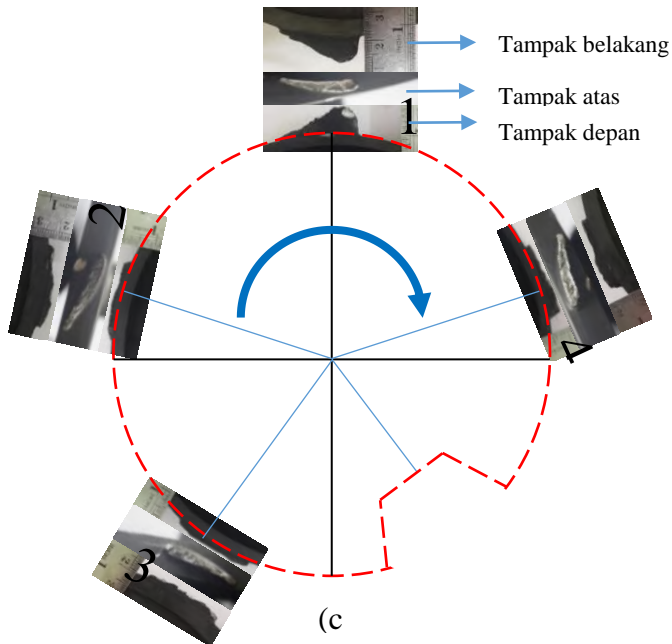
Pengamatan visual dilakukan untuk melihat kondisi keseluruhan *blade impeller* yang rusak. Gambar 4.8 dan 4.9 menunjukkan kondisi dari kelima kondisi *blade*.



(a)



(b)



Gambar 4.8 (a) Gambar sisi luar *impeller* yang masih utuh dan komponen-komponen di sekitarnya berupa *shroud grid support* dan *wheel* ^[24]; (b) Sisi *wheel* dari *impeller* yang rusak, garis putus-putus bentuk *blade* dari *impeller* yang patah, anak panah putih penunjukkan arah putaran. Penomoran *blade* tidak menunjukkan urutan patah, *blade* N/A sudah dipotong sebelum dilakukan pengamatan; (c) Tampak depan (sisi *wheel*), atas, dan belakang (sisi luar) dari sisa patahan *blade*. Anak panah menunjukkan arah putaran *impeller*

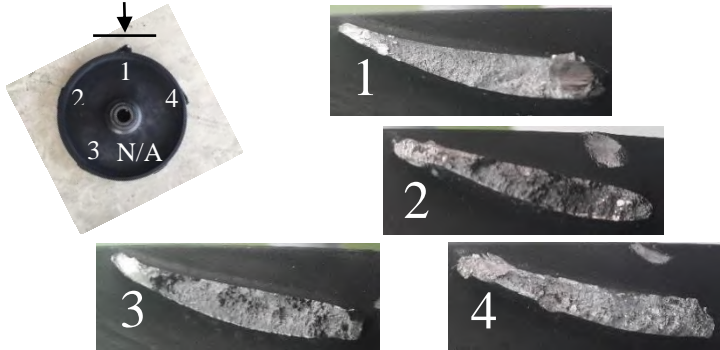
Penomoran *blade* ditujukan untuk mempermudah penamaan dan tidak menunjukkan urutan patah. bagian yang ditandai N/A tidak dapat diamati karena sudah dipotong sebelum dilakukan pengamatan. Anak panah menunjukkan arah putaran *impeller*.

Apabila dilihat dari sisi belakang *impeller*, *impeller* berputar secara *clockwise*.

4.3.1.1 Permukaan Patahan *Impeller*

Sisa patahan *blade* 1, 2, 3, dan 4 beserta profil-profil pada permukaan patahannya ditunjukkan pada gambar 4.9 hingga gambar 4.12. Gambar 4.11 menunjukkan kondisi permukaan *impeller* disekitar sisa patahan *blade*.

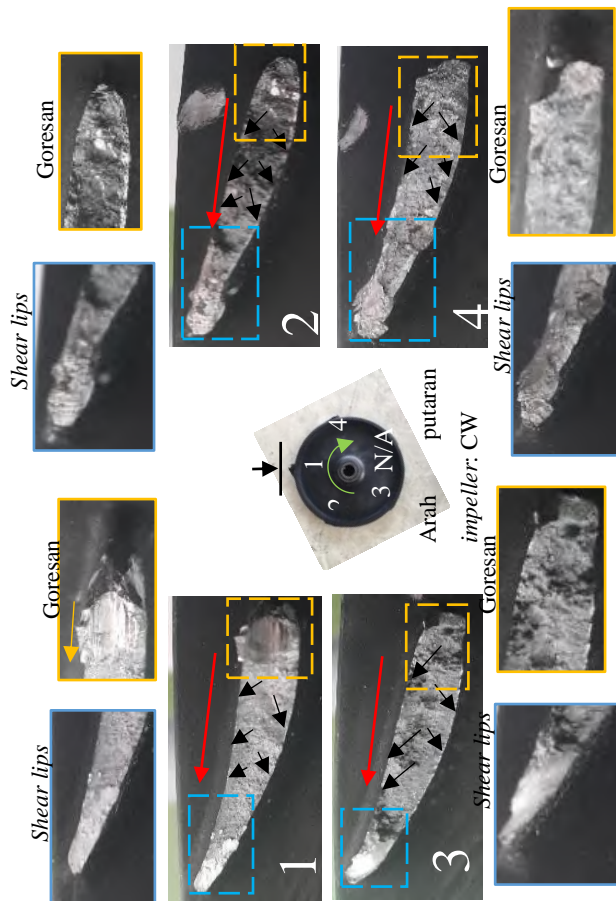
Permukaan Patahan *Blade*



Gambar 4.9 Profil permukaan patahan blade 1-4 yang kasar, berbutir-butir, dan terang. Permukaan patahan *blade* dipandang dari arah atas

Gambar 4.9 menunjukkan permukaan sisa patahan *blade*. Mayoritas bagian dari permukaan patahan *blade* kasar, berbutir-butir, berwarna terang, menunjukkan bahwa *blade* patah getas^[17]. Butir-butir kristal dari permukaan patahan yang getas akan memantulkan cahaya ke segala arah sehingga tampak terang dan berkerlip. Permukaan patahan memiliki profil *chevron marks*, ditunjukkan pada gambar 4.10.

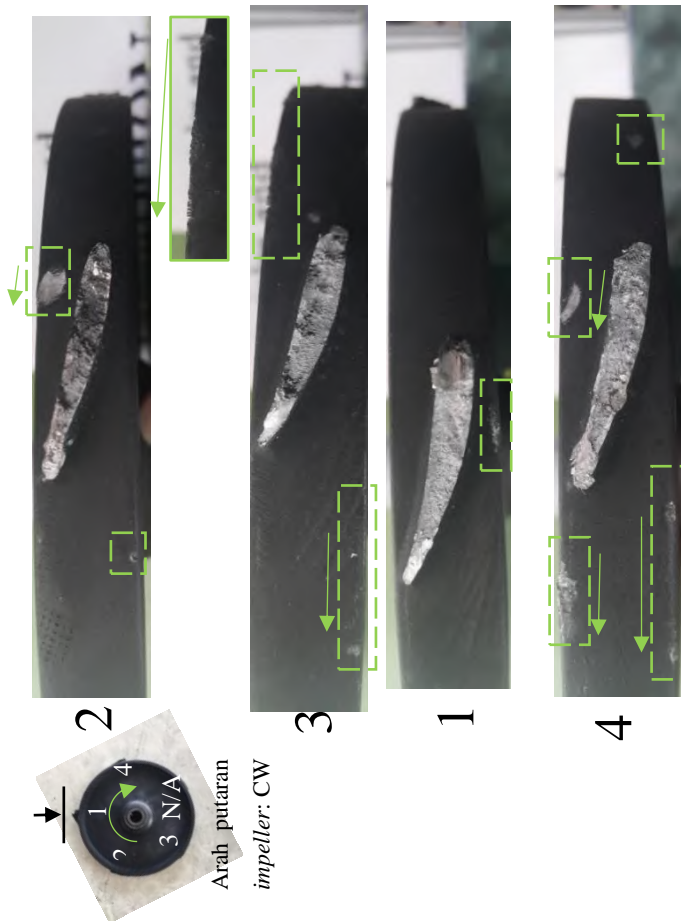
Chevron marks, Goresan, dan Shear lips pada Blade



Gambar 4.10 Profil permukaan patahan *blade* 1-4: *chevron marks* (anak panah hitam) dari ujung kanan *blade* menuju ujung kiri. Pada ujung kanan (kotak kuning) terdapat goresan (anak panah kuning) dengan arah sesuai arah putaran *impeller* (anak panah hijau) dan pada ujung kiri dan sekeliling tepi terdapat *shear lips* (kotak biru). Permukaan patahan *blade* dipandang dari arah atas

Profil *chevron mark* adalah profil yang menunjukkan patah getas dan juga berfungsi untuk menunjukkan posisi *crack initiation* dan *final fracture* dari permukaan patahan, berawal dari daerah *crack initiation* menuju daerah *final fracture* ^[17]. Gambar 4.10 menunjukkan *chevron marks* (anak panah hitam) pada *blade* bermula dari ujung kanan *blade* menuju ujung kiri *blade*. Pada ujung kiri *blade* dan sekeliling tepi permukaan patahan *blade* juga terdapat perubahan arah bidang/*shear lips* (lingkaran biru) yang menunjukkan bahwa ujung kiri *blade* adalah daerah *final fracture* ^[17], selanjutnya dapat disimpulkan bahwa ujung kanan *blade* merupakan daerah *crack initiation* dan *crack* merambat dari ujung kanan *blade* menuju ujung kiri *blade* (anak panah merah). Kesimpulan tersebut juga diperkuat dengan adanya goresan pada ujung kanan *blade* (lingkaran kuning) dengan arah (anak panah kuning) yang sesuai dengan arah putaran *impeller* (anak panah hijau). Goresan disebabkan oleh benturan (*impact*) dengan bagian lain yang terletak di belakang *impeller* (*shroud grid support*) saat *impeller* sedang berputar. Selain pada sisa patahan *blade*, goresan juga ditemukan pada permukaan *impeller* sekitar *blade*, ditunjukkan pada gambar 4.11.

Goresan pada *Impeller* sekitar *Blade*

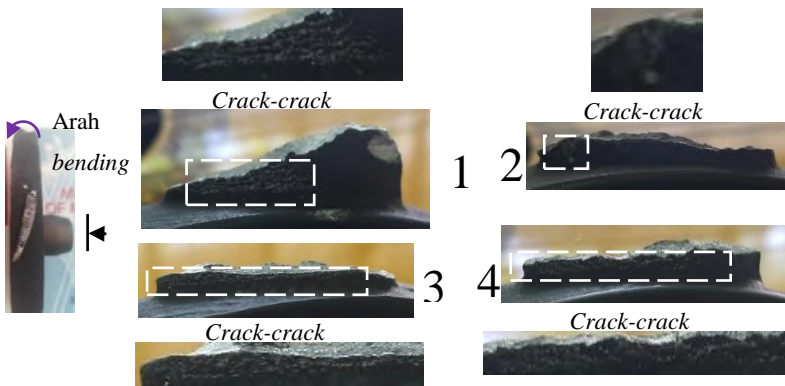


Gambar 4.11 Daerah sekeliling sisa patahan *blade* menunjukkan adanya goresan (kotak hijau). Permukaan patahan *blade* dipandang dari arah atas

Goresan-goresan pada sekeliling *blade* dengan arah yang sesuai dengan arah putaran *impeller* ditunjukkan pada gambar

4.11. Goresan ini disebabkan oleh gesekan antara permukaan belakang *impeller* dengan *shroud grid support* saat *impeller* sedang berputar. Goresan-goresan tersebut memperkuat indikasi adanya *impact* antara *impeller* dengan *shroud grid support*. Akibat *impact* dengan *shroud grid support*, *blade bending* kearah luar. Tanda-tanda deformasi dari sisa patahan *blade* ditunjukkan pada gambar 4.12.

Perbedaan Ketinggian Sisa Patahan dan *Crack* Kecil pada Permukaan



Gambar 4.12 *Crack-crack* kecil pada *blade* (kotak putih) dan perbedaan ketinggian sisa patahan *blade*. Permukaan patahan *blade* dipandang dari arah kanan (sisi *wheel*)

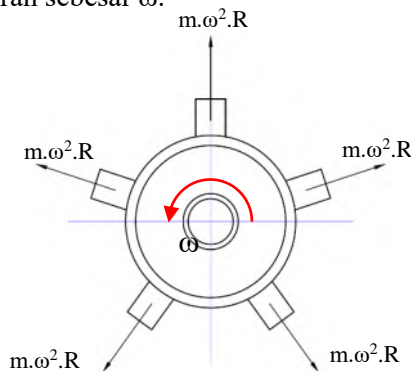
Gambar 4.12 menunjukkan sejumlah *crack-crack* kecil (kotak putih) ditemukan pada sisi *wheel* dari sisa patahan *blade*. *Crack* tersebut menunjukkan bahwa *blade* membengkok (*bending*) kearah sebaliknya yaitu kearah luar (anak panah ungu) akibat *impact* dengan komponen di dekat sisi *wheel* dari *impeller* yaitu *shroud grid support*. Perbedaan sisa patahan dari masing-masing *blade* berupa perubahan ketinggian pada sisa patahan *blade* 1 sedangkan ketinggian sisa patahan *blade* 2-4 relatif sama. Ketinggian sisa patahan *blade* 1 pada daerah *crack initiation* lebih

tinggi dari daerah *final fracture* akibat kemiringan *impeller* sebelum *blade* 1 patah tidak semiring kondisi setelah *blade* 1 patah. Sedangkan *blade* 2-4 tidak mengalami perubahan ketinggian sehingga tidak terjadi perubahan kemiringan dari *impeller* sebelum dan sesudah *blade* 2-4 patah. Kondisi *impeller* sebelum *blade* 1 patah tidak semiring kondisi-kondisi lainnya.

Dari hasil pengamatan visual pada sisa patahan *blade*, dapat disimpulkan bahwa mayoritas bagian permukaan patahan *blade* patah getas akibat *impact* dengan komponen yang didekatnya yaitu *shroud grid support*. *Impact* terjadi pada ujung kanan *blade*, selanjutnya *crack* merambat dari ujung kanan hingga ujung kiri *blade*. Perbedaan dari masing-masing *blade* adalah gaya-gaya pada *impeller* saat *blade* yang bersangkatan patah.

4.3.1.2 Tinjauan Gaya-gaya yang Bekerja pada *Impeller*

Semua benda yang berputar akan mengalami gaya sentrifugal dengan arah menjauhi titik pusat rotasi ^[25]. Gaya-gaya yang bekerja pada *impeller* utuh yang berotasi ditunjukkan pada gambar 4.13 di bawah ini. Arah putaran *impeller* ditunjukkan oleh anak panah merah sebesar ω .



Gambar 4.13 Analisa gaya sentrifugal yang bekerja pada masing-masing *blade*. *Impeller* berputar secara *counter clockwise* dengan kecepatan sudut ω

Gaya sentrifugal yang dialami pada masing-masing *blade* ditunjukkan pada persamaan 4.1 sebesar:

$$F_s = m \times \omega^2 \times R \quad 4.1$$

Keterangan:

F_s = gaya sentrifugal pada masing-masing *blade*

m = massa *blade*

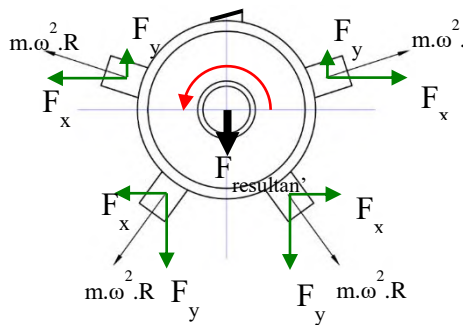
ω = kecepatan sudut *impeller*

R = jarak antara pusat massa *blade* dengan pusat rotasi

Massa *blade* didapatkan dari hasil perkalian antara massa jenis aluminium dengan volume *blade* pada persamaan 4.2 yaitu:

$$m_{1\ blade} = \rho_{Al} \times V_{blade} \quad 4.2$$

Saat jumlah *blade* lengkap dan *impeller* utuh, gaya sentrifugal pada masing-masing *blade* akan saling meniadakan sehingga resultan sama dengan nol dan *impeller* seimbang (tidak mengalami *imbalance*). Apabila salah satu *blade* patah, resultan antara gaya-gaya sentrifugal tidak sama dengan nol dengan arah yang berlawanan dengan posisi *blade* yang patah sehingga *impeller* mengalami *imbalance*, ditunjukkan pada gambar 4.14. *Imbalance* pada *impeller* akan menghasilkan getaran yang lebih besar dari getaran yang dihasilkan saat jumlah *blade* masing lengkap.



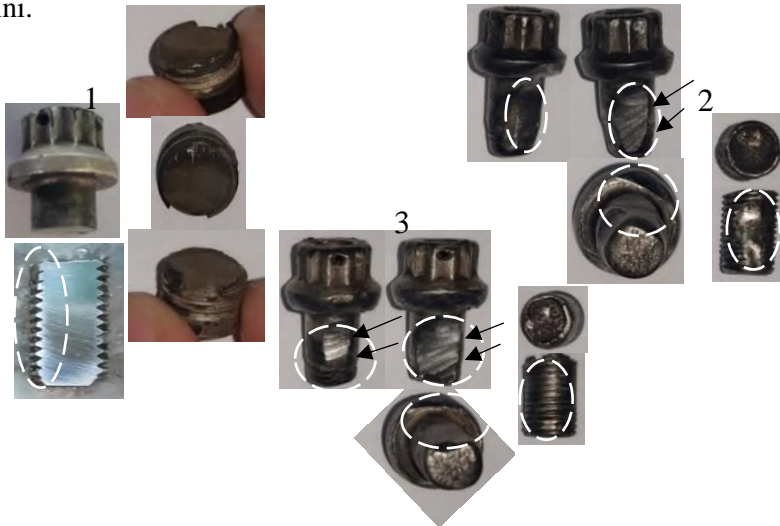
Gambar 4.14 Resultan gaya F_s akibat salah satu *blade* patah

Perbedaan ketinggian sisa patahan *blade* 1 menunjukkan bahwa *blade* tersebut adalah *blade* yang pertama kali patah. Sebelum *blade* 1 patah, getaran *impeller* lebih kecil dari pada kemiringan *impeller* setelahnya. Patahnya *blade* 1 akan menyebabkan *impeller* tidak seimbang, bergetar dengan amplitudo yang lebih besar dari amplitudo sebelum patah sehingga *blade* 2-4 patah dengan kemiringan yang lebih besar, ditunjukkan dengan ketinggian sisa patahan yang kecil. Patah getas yang terbentuk dari material ulet (aluminium) disebabkan karena kecepatan pembebanan (beban kejut/*impact*) antara *blade impeller* dengan *shroud grid support* dibelakangnya ^[26].

4.3.2 Bolt Pengikat Retaining Plate

4.3.2.1 Bentuk Bolt

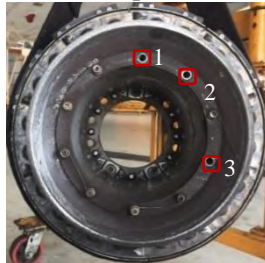
Hasil pengamatan makroskopik pada bentuk ketiga *bolt* pengikat *retaining plate* ditunjukkan pada gambar 4.15 di bawah ini.



Gambar 4.15 Hasil pengamatan makroskopik pada bentuk tiga *bolt* yang rusak menunjukkan ketiga *bolt* sudah terdeformasi dan tergerus (lingkaran putih)

Penomoran *bolt* tidak menunjukkan urutan *bolt* patah. *Bolt* 1, 2, dan 3 menunjukkan adanya deformasi dan gerusan baik pada bagian ulir, dan *bolt* 2 dan 3 juga mengalami gerusan pada bagian *bolt head* (lingkaran putih). *Bolt* 1 tidak mengalami gerusan pada bagian *bolt head*. Deformasi dan gerusan ditunjukkan dengan adanya goresan-goresan sejajar (anak panah putih) pada bagian yang tergerus dan disebabkan oleh gerak relatif secara berulang-ulang antara *bolt* dengan komponen lainnya yaitu *retaining plate*. Posisi *bolt-bolt* yang patah ditunjukkan dengan kotak merah pada gambar 4.16.

Dengan demikian, dapat disimpulkan bahwa gerak relatif antara *bolt* dan *retaining plate* yang terjadi sebelum *bolt* 1 patah tidak sebesar besar gerak relatif yang terjadi sebelum *bolt* 2 dan 3 patah ^[17]. Akibatnya, deformasi pada *bolt* 2 dan 3 lebih besar dibandingkan dengan deformasi pada *bolt* 1.



Gambar 4.16 Posisi *bolt* yang patah pada *retaining plate*.

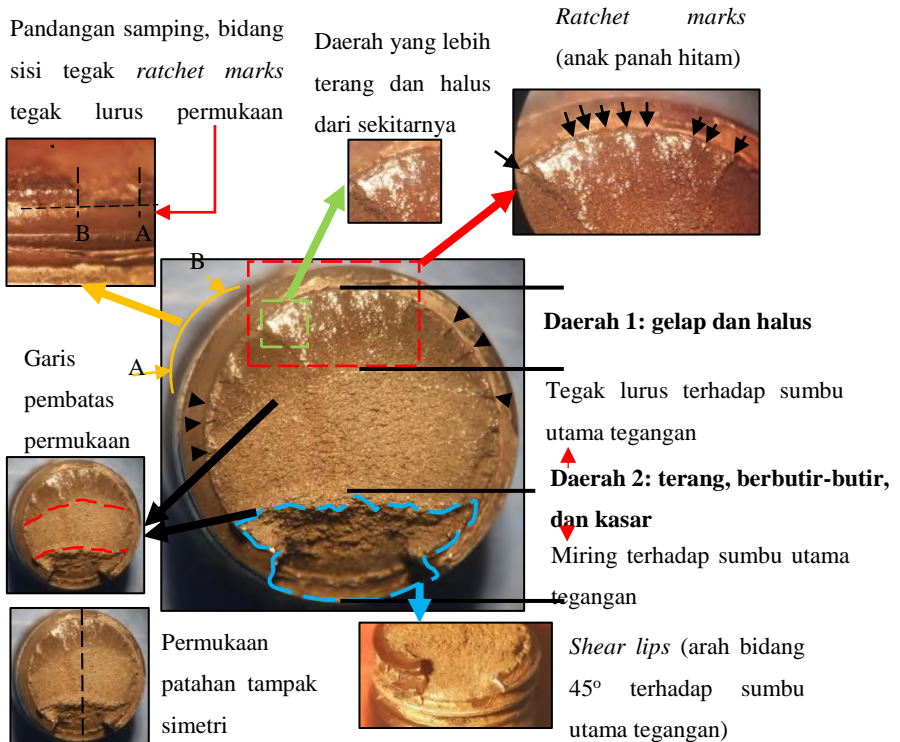
Penomoran tidak menunjukkan urutan patah *bolt*

4.3.2.2 Permukaan Patahan Bolt

Permukaan patahan spesimen *bolt* yang rusak diamati dengan *stereo microscope* dengan perbesaran 12 – 20x untuk menganalisa sifat dan profil dari masing-masing *bolt*. Setiap *bolt* memiliki profil permukaan patahan yang berbeda.

Bolt 1

Hasil pengamatan dengan *stereo microscope* pada *bolt* 1 yang rusak ditunjukkan pada gambar 4.17.



Gambar 4.17 Pemukaan patahan *bolt* 1 dengan profil patahan yang menunjukkan *bolt* 1 yang mengalami *fatigue fracture*

Hasil pengamatan menunjukkan permukaan patahan *bolt* 1 terbagi menjadi dua daerah utama: daerah 1 dengan permukaan gelap dan halus dan daerah 2 dengan permukaan terang, berbutir-butir, dan kasar. Perbedaan warna pada kedua daerah menunjukkan bahwa daerah 1 bersifat ulet, sedangkan daerah 2 bersifat getas^[17]. Patah ulet pada daerah 1 juga ditunjukkan oleh bagian yang lebih terang pada daerah tersebut akibat gesekan berulang-ulang antar dua permukaan patahan selama perambatan retakan.

Daerah 1 memiliki banyak *ratchet marks* (anak panah hitam) yang menunjukkan fenomena *multiple crack initiation*.

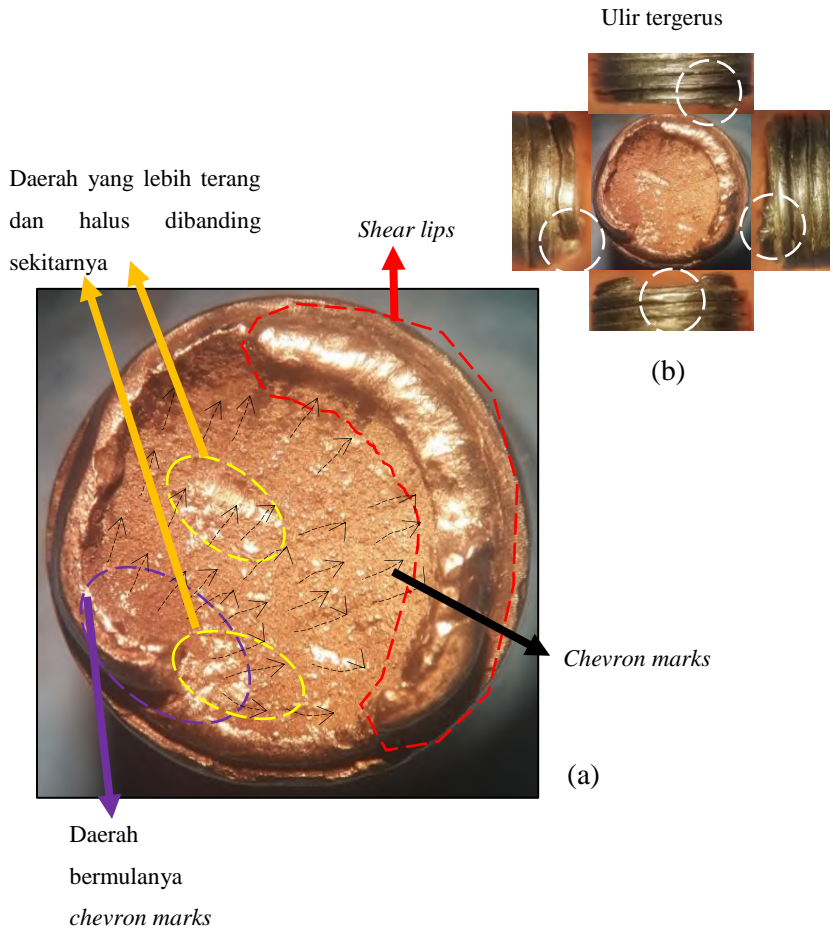
Multiple crack initiation disebabkan oleh tegangan yang besar atau konsentrasi tegangan yang besar ^[17]. Pada *bolt 1*, konsentrasi tegangan disebabkan oleh bentuk ulir. Bidang sisi tegak *ratchet marks* tegak lurus terhadap permukaan patahan, menunjukkan bahwa kerusakan *bolt* disebabkan oleh momen *bending* ^[27]. Daerah 1 dan daerah 2 dibatasi oleh *progression marks* (kurva merah) yang disebabkan oleh penurunan cepat rambat *crack* pada waktu tertentu. *Progression marks* juga membagi daerah 2 menjadi dua daerah: daerah *tensile fracture* yang sebidang dengan daerah 1 dan *shear fracture (shear lips)* dengan arah bidang 45° terhadap sumbu utama tegangan. *Shear lips* terdapat pada daerah *final fracture*, artinya, daerah 2 merupakan daerah *final fracture* dan daerah 1 merupakan daerah *crack initiation* dan *propagation*. Profil permukaan patahan menunjukkan sifat patahan berupa *fatigue*.

Bolt 1, memiliki daerah *final fracture* yang lebih luas dari daerah *crack propagation* karena beban yang bekerja pada *bolt 1* cukup besar, ditunjukkan juga dengan adanya goresan pada bagian ulir (4.3.2.1), dan dalam jumlah siklus yang relatif sedikit. Beban tersebut akan menyebabkan luasan kritis (luasan minimum yang mampu menahan beban sebelum patah) yang besar, kemudian menjadi daerah *final fracture*. Sebaliknya, jumlah siklus yang sedikit menyebabkan waktu perambatan *crack* yang singkat, sehingga daerah *crack propagation* lebih kecil dari daerah *final fracture*. Perbandingan luasan daerah *crack initiation & propagation* dan daerah *final fracture* menunjukkan bahwa *bolt 1* mengalami *low cycle fatigue fracture*. Garis *bisector* membagi permukaan patahan menjadi dua bagian yang simetri (*crack initiation, propagation, dan final fracture* dalam satu garis), artinya, *bolt* mengalami momen *bending* dari satu arah (*unidirectional bending*) ^[27].

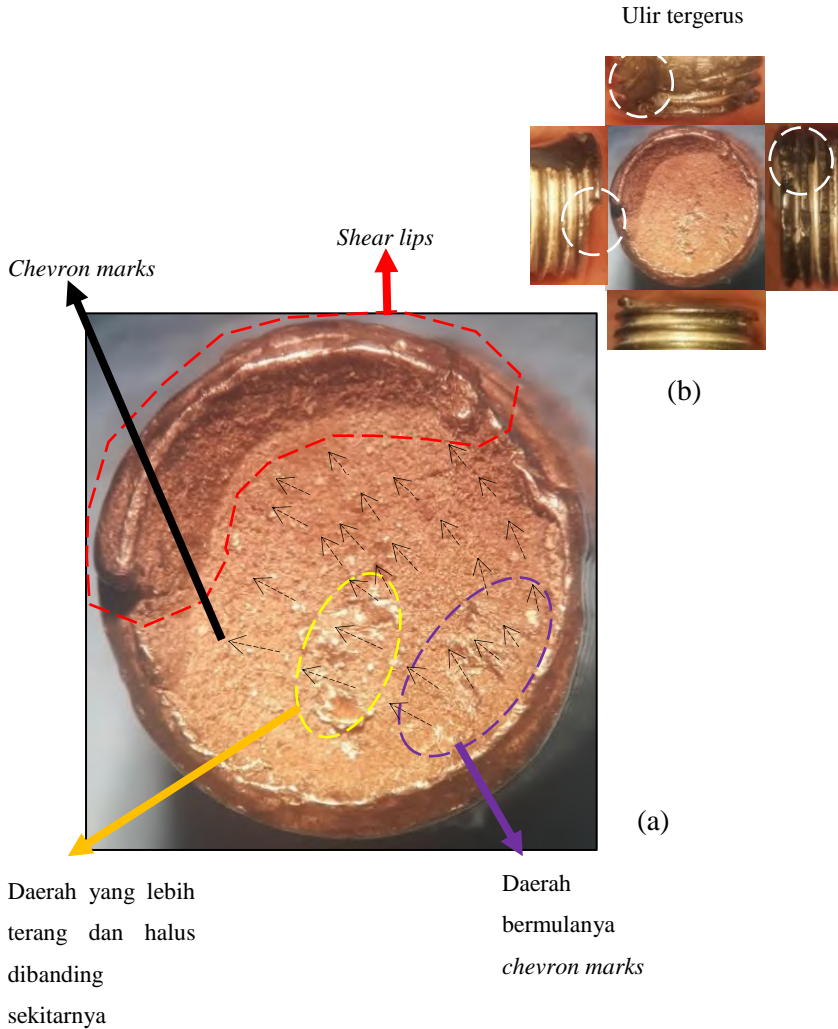
Dari pengamatan permukaan patahan *bolt 1*, dapat disimpulkan bahwa *bolt 1* rusak akibat momen *bending (unidirectional)* yang besar. *Bolt 1* mengalami *low cycle fatigue fracture* akibat beban siklik yang lebih kecil dari *yield strength material bolt*.

Bolt 2 dan 3

Hasil pengamatan dengan *stereo microscope* pada *bolt 2* ditunjukkan pada gambar 4.18 dan gambar 4.19 menunjukkan hasil pengamatan *bolt 3*.



Gambar 4.18 (a) Pemukaan patahan *bolt 2* dengan profil patahan yang menunjukkan *bolt 2* mengalami *overload brittle fracture*, (b) Ulir pada *bolt 2* mengalami gerusan



Gambar 4.19 (a) Pemukaan patahan *bolt 3* dengan profil patahan yang menunjukkan *bolt 3* mengalami *overload brittle fracture*, (b) Ulir pada *bolt 3* mengalami gerusan

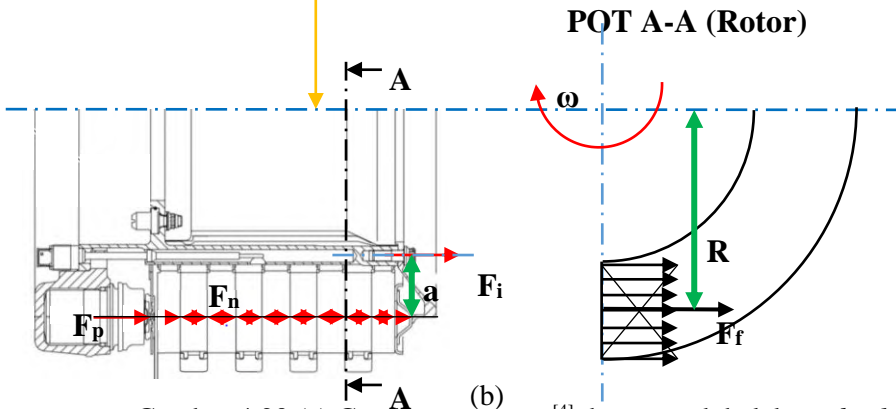
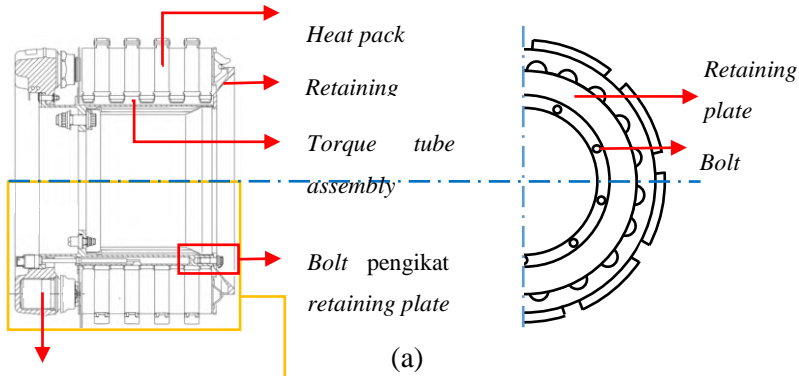
Hasil pengamatan dengan *stereo microscope* permukaan patahan *bolt* 2 dan 3 pada gambar 4.18 dan 4.19 menunjukkan bahwa kedua *bolt* memiliki permukaan patahan yang kasar, berbutir-butir, dan terang, artinya, kedua *bolt* patah getas. Adanya profil *chevron marks* juga menunjukkan daerah *crack initiation*, arah perambatan *crack*, dan daerah *final fracture* ^[17]. *Chevron marks* menuju profil *shear lips* (lingkaran merah) yang menjadi posisi *final fracture*. Maka, dapat disimpulkan bahwa daerah *crack initiation* adalah daerah tempat bermulanya *chevron marks* (lingkaran ungu), dan *crack* merambat dari daerah lingkaran ungu menuju *shear lips*.

Pada permukaan patahan *bolt* 2 dan 3, terdapat beberapa daerah yang berwarna lebih terang dari sekitarnya (lingkaran kuning) akibat gesekan berulang-ulang dengan permukaan patahan pasangannya saat perambatan *crack*. Ulir pada *bolt* 2 dan 3 tergerus akibat gerak relatif antara komponen *bolt* dengan komponen pasangannya yaitu *retaining plate*.

Dari pengamatan kedua *bolt* di atas, dapat disimpulkan bahwa kedua *bolt* mendapatkan beban yang lebih besar dari *tensile strength* material *bolt* sehingga *bolt* mengalami *overload brittle fracture*. Beban yang besar ditunjukkan oleh gerusan pada ulir kedua *bolt*.

4.3.2.3 Tinjauan Gaya-gaya yang Bekerja pada Bolt

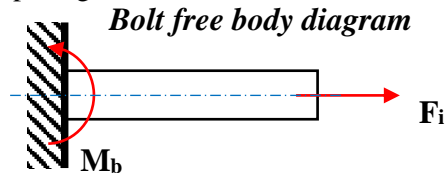
Gaya-gaya yang bekerja pada *bolt* pengikat *retaining plate* dengan kondisi normal ditunjukkan pada gambar 4.20 di bawah ini. *Bolt* mengalami gaya *axial* akibat *initial load* dan momen *bending* akibat resultan dari gaya tekan dari piston dan gaya normal antara rotor dan stator. Rotor dan stator mendapatkan gaya gesek dengan arah yang berlawanan dengan arah putaran rotor.



Gambar 4.20 (a) Gambar potongan^[4] dan tampak belakang *brake assembly*, tampak belakang menunjukkan ½ bagian dari *retaining plate* dan susunan *bolt*; (b) Gaya-gaya yang bekerja pada *brake assembly*: gaya axial F_i pada *bolt*, gaya tekan F_p dan gaya normal F_n antara rotor dan stator dengan jarak a terhadap sumbu *bolt*, dan gaya gesek F_f antara rotor (berputar) dan stator (diam)

Masing-masing *bolt* akan mengalami gaya axial berupa *initial load* (F_i) dari *initial torque* sedangkan gaya tekan piston (F_p) dan gaya normal (F_n) akan menghasilkan momen *bending* (M_b) karena gaya-gaya tersebut tidak bekerja pada sumbu axial *bolt*.

Bolt tidak mengalami momen torsi karena mengikat komponen-komponen yang diam yaitu *torque tube assembly* dan *retaining plate*. *Free body diagram* gaya-gaya yang bekerja pada *bolt* ditunjukkan pada gambar 4.21.



Gambar 4.21 *Free body diagram* gaya-gaya yang bekerja pada *bolt*

Initial load yang disebabkan oleh *initial torque* dapat dihitung dengan persamaan 4.3^[28] sebagai berikut:

$$T_i = F_i \times c \times d \quad 4.3$$

Keterangan:

T_i = *initial torque* atau torsi pemasangan yang diberikan saat pemasangan *bolt*

F_i = Gaya *initial* akibat *initial torque*

c = koefisien torsi

d = diameter *bolt*

Gaya tekan dari piston didapatkan dari hasil perkalian antara tekanan maksimum yang dapat diberikan oleh piston dan luas permukaan bidang tekan. Gaya tekan diperoleh dari persamaan 4.4:

$$F_p = P_{\max \text{ piston}} \times A_{\text{bidang tekan}} \quad 4.4$$

Keterangan:

F_p = Gaya tekan yang dihasilkan oleh piston

$P_{\max \text{ piston}}$ = Tekanan maksimum yang dapat diberikan oleh piston

$A_{\text{bidang tekan}}$ = luas bidang tekan sebesar luas bidang gesek rotor dan stator

Gaya tekan piston akan menghasilkan gaya normal antara rotor dan stator yang nilainya didapatkan dari hubungan antara gaya gesek, koefisien gesek dan gaya normal pada persamaan 4.5 di bawah ini:

$$F_f = F_n \times \mu \quad 4.5$$

Keterangan:

F_f = Gaya gesek antara rotor dan stator

F_n = Gaya normal pada setiap bidang gesek antara rotor dan stator

μ = koefisien gaya gesek antara rotor dan stator

Resultan dari F_p dan F_n yang terjadi pada setiap bidang gesek antara rotor dan stator dibagi dengan total jumlah *bolt* yang mengikat *retaining plate* untuk mendapatkan gaya penyebab momen *bending* pada masing-masing *bolt*. Momen *bending* didapatkan dari perhitungan menggunakan persamaan 4.6.

$$Mb = \frac{(F_p - 8F_n)}{10} \times a \quad 4.6$$

Keterangan:

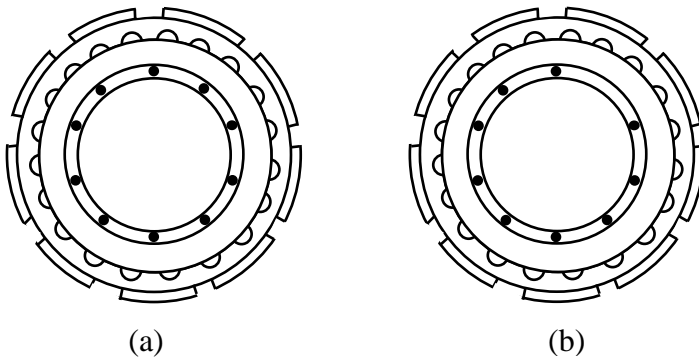
Mb = Momen *bending* pada masing-masing *bolt*

F_p = Gaya tekan yang dihasilkan oleh piston

F_n = Gaya normal antara rotor dan stator pada masing-masing bidang gesek. Satu *brake assembly* memiliki delapan bidang gesek.

a = jarak antara garis gaya F_p dan F_n dengan sumbu *bolt*

Pada kondisi yang normal (*bolt* lengkap), *bolt* akan tersusun secara konsentrik dan beban akan terdistribusi merata pada 10 *bolt* sehingga sistem seimbang dan menghasilkan getaran minimal. Apabila salah satu *bolt* patah, sembilan *bolt* lainnya akan mengalami beban lebih besar yang terdistribusi tidak seimbang (*imbalance*). Perbedaan susunan 10 *bolt* yang seimbang dan tidak seimbang ditunjukkan pada gambar 4.22.



Gambar 4.22 (a) Susunan *bolt* pengikat *retaining plate* yang lengkap dan seimbang, (b) Susunan yang salah satu *bolt*-nya sudah patah sehingga mengalami *imbalance*

Sistem yang seimbang akan menghasilkan getaran yang dapat ditoleransi dalam perancangannya sehingga gerak relatif antara komponen-komponen yang diikat oleh *bolt* (*shroud grid support*) kecil. Sebaliknya, sistem yang *imbalance* akan menghasilkan getaran yang lebih besar dan menyebabkan gerak relatif yang lebih besar antara *bolt* dan *retaining plate*. Dengan demikian, dapat disimpulkan bahwa *bolt* 1 merupakan *bolt* yang pertama patah karena hanya mengalami deformasi dan gerusan pada ulir (4.3.2.1). Profil permukaan patahan *bolt* 1 juga memperkuat indikasi bahwa *bolt* mengalami *low cycle fatigue fracture* yang disebabkan oleh beban yang lebih kecil dari *yield strength* materialnya. Patahnya *bolt* 1 akan mengakibatkan getaran dan gerak relatif yang lebih besar pada sistem dan masing-masing *bolt* lainnya mendapat beban lebih besar sehingga *bolt* 2 dan 3 mengalami deformasi dan gerusan pada ulir dan *bolt head*, dan akhirnya mengalami *overload brittle fracture*.

4.4 Ringkasan Analisa

Analisa kegagalan pada komponen yang rusak menunjukkan bahwa semua *blade* dari *impeller* mengalami *brittle fracture* akibat *impact* dengan *shroud grid support*. Patahnya *blade* 1 menyebabkan *impeller* tidak seimbang sehingga *blade* lainnya patah. Patah getas pada material ulet (aluminium) disebabkan karena beban kejut (*impact*) antara *blade impeller* dengan *shroud grid support* dibelakangnya. *Bolt* 1 mengalami *low cycle fatigue fracture* akibat beban siklik yang lebih kecil dari *yield strength* material, sedangkan *bolt* 2 dan 3 mengalami *overload brittle fracture* akibat beban yang lebih besar dari *tensile strength* material. Patahnya *bolt* 1 menyebabkan *bolt* lainnya mendapat beban yang lebih besar, menyebabkan *imbalance*, dan mempercepat patahnya *bolt* 2 dan 3. Kerusakan pada *blade* 1 dan *bolt* 1 dapat disebabkan oleh sistem yang tidak seimbang (*imbalance*), pengurangan massa pada beberapa komponen yang berhubungan, atau kerusakan pada komponen-komponen di sekitarnya yang akan mempengaruhi pergerakan dan beban komponen yang rusak: *impeller* dari *brake cooling fan assembly* dan *bolt* dari *brake assembly*.

LAMPIRAN

Hasil Uji Komposisi Kimia Material *Bolt*

12/1/2015 9:01:22 AM Sample: BOLT
Program: S-STEEL Task: S-STEEL

Run	FE	C	Mn	P
1>	17.63835	0.03362	0.10438	0.01215
2>	17.63238	0.03213	0.10372	0.01192
Avg	17.63537	0.03287	0.10405	0.01204
Sd	0.00422	0.00105	0.00047	0.00017
Sd%	0.02394	3.20804	0.45097	1.38515

	Cu	Ni	V	Mo	B
1>	0.34936	54.35830	0.09437	2.59824	
2>	0.34520	54.54945	0.09506	2.61064	
Avg	0.34728	54.45387	0.09472	2.60444	
Sd	0.00294	0.13516	0.00049	0.00884	
Sd%	0.84677	0.24822	0.51323	0.33720	

S	Si	Sn	Al	Cr
0.01406	0.07147	0.00663	0.11560	20.19515
0.01391	0.06795	0.00683	0.13501	20.12197
0.01398	0.06971	0.00673	0.12631	20.15856
0.00011	0.00248	0.00014	0.01372	0.05175
0.75448	3.56419	2.03728	10.95139	0.25671

Nb	Ca	Co	CE
4.58998	0.00070	-6.51784	8.82264
4.53925	0.00073	-6.46667	8.82091
4.56461	0.00071	-6.49226	8.82178
0.03587	0.00002	0.03619	0.00123
0.78578	2.49131	-0.55738	0.01393

Hasil Uji Komposisi Kimia Material *Impeller*

POLITEKNIK PERKAPALAN NEGERI SURABAYA
LABORATORIUM DT NDT

OES Chemical Results

Sample ID : 1 Material : Al
Customer : Sdri. Evelyn Iokito (T.Mesin-ITS) Dimension : -
Lab-no. : UJI BAHAN Heat-no. : M.ThorIQ Wahyudi
Operator : ELHAM Ka. Laboratorium :
Date: 29/07/2016

Spektralanalyse Foundry-MASTER Grade :

	Al	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Cr
1	86.7	6.48	1.31	0.156	0.0489	0.762	0.953	0.0803
2	86.5	6.06	1.11	0.161	0.133	0.686	0.924	0.0604
3	86.5	6.80	1.10	0.157	0.0681	0.693	0.869	0.0229
Ave	86.5	6.45	1.17	0.158	0.0834	0.715	0.915	0.0479

	Ni	Ti	Be	Ca	Li	Pb	Sn	Sr
1	0.328	0.195	0.0004	0.0024	0.0046	0.238	> 0.250	0.0028
2	0.369	0.259	0.0007	0.0023	0.0041	0.273	> 0.250	0.0025
3	0.358	0.229	0.0006	0.0034	0.0041	0.265	> 0.250	0.0022
Ave	0.352	0.228	0.0006	0.0027	0.0042	0.259	> 0.250	0.0025

	V	Na	Bi	Zr	B	Ga	Cd	Co
1	0.114	0.0185	0.0781	0.0807	0.0102	> 0.0600	0.0080	0.0112
2	0.130	0.0170	0.133	0.0790	0.0104	> 0.0600	0.0101	0.0089
3	0.125	0.0169	0.119	0.0770	0.0097	> 0.0600	0.0186	0.0065
Ave	0.123	0.0175	0.110	0.0789	0.0101	> 0.0600	0.0123	0.0089

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Dari penelitian yang telah dilakukan, dapat ditarik kesimpulan mengenai kegagalan pada *impeller* dari *brake cooling fan assembly* dan *bolt* dari *brake assembly* yaitu:

1. Hasil Pengamatan pada *impeller* yang rusak menunjukkan bahwa:
 - Profil permukaan patahan *blade* 1, 2, 3, dan 4 menunjukkan *blade* mengalami *brittle fracture* akibat *impact* dengan komponen *shroud grid support*.
 - Perubahan ketinggian pada sisa patahan *blade* 1 menunjukkan bahwa kemiringan *blade* sebelum *impact* lebih kecil dari kemiringan setelah *impact* sedangkan *blade* 2, 3, dan 4 tidak menunjukkan perubahan kemiringan sebelum dan setelah *impact*.
2. Dari kelima *blade* pada *impeller*, *blade* 1 merupakan *blade* yang pertama patah. Patahnya *blade* nomor 1 menyebabkan *impeller* tidak seimbang sehingga *blade* lainnya patah.
3. Hasil pengamatan pada *bolt* pengikat *retaining plate* yang patah menunjukkan bahwa:
 - Ketiga *bolt* mengalami deformasi pada ulir. *Bolt* 2 dan 3 juga mengalami deformasi pada *bolt head*.
 - Profil permukaan patahan *bolt* 1 menunjukkan bahwa *bolt* mengalami *low cycle fatigue fracture* sedangkan profil permukaan patahan *bolt* 2 dan 3 menunjukkan bahwa kedua *bolt* mengalami *overload brittle fracture*.
4. Patahnya *bolt* 1 menyebabkan *bolt* lainnya mendapat beban yang lebih besar dan menyebabkan sistem tidak seimbang (*imbalance*) dan mempercepat patahnya *bolt* 2 dan 3.
5. *Blade* 1 dan *bolt* 1 patah akibat gerakan relatif yang dapat disebabkan oleh sistem yang tidak seimbang (*imbalance*),

pengurangan massa pada beberapa komponen yang berhubungan, atau kerusakan pada komponen-komponen di sekitarnya yang akan mempengaruhi pergerakan dan beban pada *impeller* dan *bolt* pengikat *retaining plate*.

5.2 Saran

Saran-saran yang diberikan untuk mencegah terjadinya kerusakan yang serupa antara lain:

1. Komponen-komponen lain yang sekiranya berhubungan dengan komponen yang rusak sebaiknya juga disimpan sehingga analisa kegagalan dapat dilakukan dengan lebih teliti dengan mengamati kondisi komponen-komponen yang berhubungan.
2. Bagian ulir dari *bolt* tidak boleh mencapai permukaan kontak antara komponen-komponen yang diikat.
3. Tidak menambahkan *shim* untuk memperpanjang *life-service brake assembly* karena akan memperparah kondisi *heat pack* awal.
4. Untuk penelitian lebih lanjut, perlu dilakukan analisa gaya dan getaran yang lebih detail pada komponen-komponen untuk mengetahui seberapa besar pengaruhnya pada komponen-komponen yang rusak.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Boeing Commercial Airplanes. 2015. **Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents**. Seattle: Aviation Safety Boeing Commercial Airplanes
- [2] Airbus. 2015. **Aircraft Illustrated Parts Catalogue Wheel Instalation Maintenance A330 GIA**. p. 32-41-05
- [3] Bucheton et al. 2013. **Aircraft Wheel-and-Brake Set Fitted with a Rotary Drive Device**. Amerika: United Stated Patent
- [4] Safran Messier-Bugatti-Dowty. 2012. **Component Maintenance Manual with Illustrated Parts List Carbon Brake**. Velizy-Villacoublay: Messier-Bugatti-Dowty
- [5] UTC Aerospace System. 2015. **Wheel and Brakes**. (<http://utcaerospacesystems.com/cap/products/Pages/brakes.aspx>, diakses tanggal 30 Oktober 2015)
- [6] Airbus. **Flying the A320**. Perancis: Airbus
- [7] Airbus. 2001. **A320 Instructor Support**. Perancis: Training and Flight Operations Support Division
- [8] High Brake Temperature Issues. (http://www.oaviao.com/pesquisa_codigo_empresas/manuais_vo_o/performance_airbus/high_brakes.html, diakses tanggal 13 Oktober 2015)
- [9] Di Santo, Guy. **Proper Operation of Carbon Brakes**. Perancis: Airbus Flight Operation Support
- [10] aeronoews tv. 2014. **Aircraft Brake Cooling Fan**. (<http://www.aeronewstv.com/en/lifestyle/how-it-works/1774-aircraft-brake-cooling-fans.html>, diakses tanggal 1 Desember 2015)
- [11] **International Thread Standards** (<http://www.gewinde-normen.de/en/>, diakses tanggal 30 Oktober 2015)
- [12] Budynas, R. G., Nisbett, J. K., 2011. **Shigley's Mechanical Engineering Design**. New York : McGraw-Hill
- [13] Eccles, Bill. 2011. **Why Nuts and Bolts can Self-Loosen**. Bolt Science.(

http://www.boltscience.com/pages/Why_nuts_and_bolts_can_self-loosen.pdf, diakses tanggal 22 Desember 2015)

[14] ASM Handbook Committee. 2005. **ASM Metals Handbook Vol. 1: Properties and Selection Irons Steels and High Performance Alloys**. Ohio: ASM International

[15] ASM Handbook Committee. 1997. **ASM Metals Handbook Vol. 2: Properties and Selection Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials**. Ohio: ASM International

[16] ASM Handbook Committee. 1996. **ASM Metals Handbook Vol. 19: Fatigue and Fracture**. Ohio: ASM International

[17] ASM Handbook Committee. 2002. **ASM Metals Handbook Vol. 11: Failure Analysis and Prevention**. Ohio: ASM International

[18] Fuchs, H.O., Stephens, R.I. 1980. **Metal Fatigue in Engineering**. New York: John Wiley & Sons, Inc

[19] Corrosion Testing Laboratories. 2007. **Fatigue Failure** (<http://www.corrosionlab.com/papers/techincal-brief-fatigue-failure.htm>, diakses tanggal 22 Desember 2015)

[20] R. Brooks Charlie, Choudhury Ashok. 2002. **Failure Analysis of Engineering Materials**. New York: McGraw-Hill

[21] Hudgins, Alex et al. 2014. **Fatigue of Threaded Fasteners**. California, Amerika: ASM International

[22] Mutiarani A. 2013. **Studi Analisa Kegagalan Sudu Turbin Bertekanan Tinggi pada Pesawat Terbang Boeing 737-400**. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember

[23] Safran Technofan. 2013. **Component Maintenance Manual with Illustrated Parts List Universal Brake Cooling Fan**. Blagnac: Technofan

[24] Accueil forums. 2012. **Questions pratiques sur le pilotage & Plans de vol » [Réel] Bruit Airbus A320 au sol après atterrissage** (<http://www.pilote-virtuel.com/viewtopic.php?id=46510>, diakses tanggal 2 Februari 2016)

[25] Beaumont, R.A., 1942, **Aeronautical Engineering**, Odhams, Chapter 13, "Airscrews".

- [26] Maleque, M. A., Salit, M. S., 2013, **Materials Selection and Design**, Springer
- [27] Sachs, P. E., 2005. **Understanding the Surface Features of Fatigue Fractures: How They Describe the Failure Cause and the Failure History**. California, Amerika: ASM International
- [28] Deutschman, Aaron. 1975. **Machine Design Theory and Practice**. New York: Macmillan Publishing Co., Inc.

(halaman sengaja dikosongkan)

BIODATA PENULIS



Penulis yang memiliki nama lengkap **Evelyn Loekito** lahir di **Surabaya**, pada tanggal **8 April 1994**. Penulis merupakan anak pertama dari dua bersaudara. dan menjalani pendidikan dari **TKK Karitas I** Surabaya, **SDK Karitas I** Surabaya, **SMPK Santa Clara** Surabaya, **SMAK St. Louis 1** Surabaya, dan melanjutkan di **Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya** dengan nomor induk 2112100032.

Selama masa studi di Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember, penulis merupakan anggota aktif dari Padua Suara Mahasiswa (PSM) ITS dan merupakan salah satu staf Pengembangan Sumber Daya Musikalitas (PSDMus) periode 2015/2016. Penulis menyelesaikan penulisan tugas akhir ini di bawah bimbingan dosen Dr. Ir. H. C. Kis Agustin, DEA. Penulis dapat dihubungi melalui alamat email sebagai berikut: Evelyn_Loekito@hotmail.com

(Halaman sengaja dikosongkan)